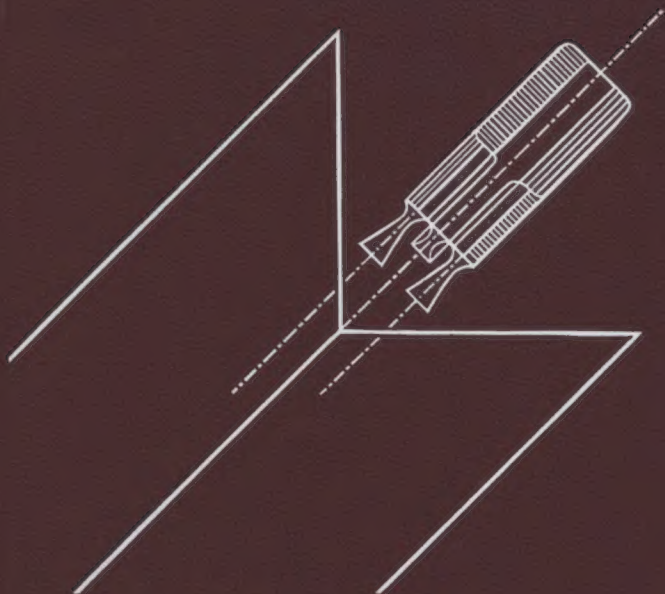




Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе

**Управляемые
энергетические
установки
на твердом
ракетном топливе**

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ РАКЕТНЫХ И АРТИЛЛЕРИЙСКИХ НАУК
ПЕРМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
“НАУЧНО–ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ “ИСКРА”

КОЛЛЕКТИВ АВТОРОВ:

**В.И. Петренко,
М.И. Соколовский,
Г.А. Зыков,
С.В. Лянгузов,
А.И. Тодощенко,
В.Л. Попов,
Б.Ф. Потапов,
В.В. Севастьянов,
С.Г. Ярушин**



Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе

**Под общей редакцией
М.И. Соколовского и В.И. Петренко**



Москва “Машиностроение” 2003

УДК 621.453/. 457

ББК 39.65

ПЗ0

Рецензент:

д-р техн. наук, профессор, академик Российской академии наук

А.М. Липанов

Соколовский М.И., Петренко В.И. Зыков Г.А. и др.

ПЗ0

Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе / В.И. Петренко, М.И. Соколовский, Г.А. Зыков, С.В. Лянгузов, А.И. Тодощенко, В.Л. Попов, Б.Ф. Потапов, В.В. Севастьянов, С.Г. Ярушин. Под общ. ред. М.И. Соколовского и В.И. Петренко. М.: Машиностроение, 2003, 464 с., ил.

Рассмотрены схемы и конструкции управляемых энергоустановок на твердом ракетном топливе, особенности протекания в них внутрикамерных процессов. Приведены и проанализированы наиболее типичные конструкции двигателей, газогенераторов, сопловых блоков, систем газоразведения и клапанов.

Для инженеров, работающих в области аэрокосмической техники, а также преподавателей, аспирантов и студентов соответствующих специальностей вузов.

УДК 621.453/. 457

ББК 39.65

ISBN 5-217-03123-9

© АОО НПО «Искра», 2003

© Издательство «Машиностроение»,
2003

ПРЕДИСЛОВИЕ

Еще 45 – 50 лет назад, на заре развития твердотопливного ракетостроения, понятие «управляемый» (регулируемый) твердотопливный двигатель (РДТТ) ассоциировалось с чем-то нереальным, технически недостижимым. Считалось, что после запуска двигателя влиять на его работу, на его характеристики невозможно. Это представление базировалось на невозможности управления процессами горения твердых топлив в камере сгорания и невозможности регулирования подачи топлива в камеру сгорания, как это осуществлялось в жидкостном ракетном двигателе (ЖРД). Кроме того, для РДТТ были характерны большие (до 20 ... 25 %) разбросы тяговых (расходных) характеристик в зависимости от температуры топливного заряда, разбросов скорости горения топлива и геометрических размеров камеры сгорания (КС), вызванных технологическими факторами. Естественно, что такие неуправляемые двигатели с большими разбросами характеристик не должны были найти применение в ракетной технике, требующей использования высокоточных регулируемых узлов и агрегатов.

Однако по мере накопления знаний по вопросам горения, прочности, разработки более точных моделей физических процессов, разработки более совершенных топлив, конструкционных, теплозащитных и других материалов, совершенствования методов проектирования и отработки РДТТ стали широко применяться в ракетостроении, составляя ЖРД, обладающим повышенными энергетическими характеристиками, достойную конкуренцию. Это объясняется следующими факторами:

- эксплуатационными преимуществами РДТТ (постоянная боеготовность, простота обслуживания, надежность работы и т.п.);
- повышенным содержанием внутренней энергии топлива в единице объема (повышенной плотностью);
- малыми разбросами суммарного импульса тяги ($I_{\Sigma} = \int P(t)dt$), который является основной функциональной характеристикой любого ракетного двигателя, предназначенного для разгона полезной нагрузки или придания ей импульса силы;
- возможностью управления полетом ракеты при помощи создания боковых управляющих усилий без изменения модуля тяги;

- возможностью обнуления (или «выключения») тяги до полного расходования топлива.

Эти факторы позволяют успешно использовать твердотопливные энергетические установки в качестве маршевых двигателей ракет и вспомогательных импульсных нерегулируемых двигателей.

Однако во многих случаях необходимо изменение выходных характеристик двигательной установки (тяги, расхода) по модулю в процессе его функционирования. К таким случаям относятся:

- индивидуальный разгон разделяемой на части полезной нагрузки ракеты;
- форсаж тяги в процессе работы ДУ в соответствии со сложившейся ситуацией;
- ориентация, стабилизация и различные маневры космических аппаратов и т.п.

В середине 70-х годов как у нас в стране, так и за рубежом, были развернуты работы по созданию управляемых твердотопливных энергетических установок. Современное состояние твердотопливного двигателестроения позволяет утвердительно ответить на вопрос о возможности реализации вышеперечисленных случаев при помощи ЭУТТ.

Накопившийся к настоящему времени объем знаний об управляемых ЭУТТ обобщен в данной монографии, над которой работали:

Соколовский М.И. – участие в написании и редактировании предисловия, глав 3, 8 – 10;

Петренко В.И. - постановка задачи, участие в написании и редактировании введения, глав 1, 2, 5, 7, 8, 10;

Зыков Г.А – формирование концепции изложения, участие в написании и редактировании глав 3, 9;

Лянгузов С.В. – введение, главы 1, 3, 6, пункты 2.1.2, 2.1.5, 2.3, 4.1, 10.2;

Попов В.Л. участие в написании пунктов 2.2 – 2.4, 8.1, 8.2, 8.3.1, 8.3.3, 8.4, главы 10;

Потапов Б.Ф. – глава 7;

Севостьянов В.В. – глава 4;

Тодощенко А.И. – предисловие, главы 1, 3, 9, участие в написании и редактировании пунктов 2.1.2, 2.1.5, 2.2, 4.2, п.8.1;

Ярушин С.Г. – глава 2, пп. 5.2, 8.3, компьютерный набор книги.

ВВЕДЕНИЕ

Управляемыми энергоустановками (ЭУ) в книге названы энергоустановки (двигатели, газогенераторы), конструктивная схема которых позволяет управлять рабочими параметрами, в число которых входит тяга, расход, суммарный импульс тяги.

Термин «управляемые» требует пояснения. Тяга двигателя может управляться как по величине, так и по направлению. Управление направлением тяги хорошо изучено, отработано на многих изделиях, широко освещено в литературе и в настоящей книге не рассматривается.

В соответствии с действующим стандартом [13] ракетный двигатель может быть:

- *управляемым* – ракетный двигатель, тяга которого может изменяться по командам системы управления;
- *управляющим* – ракетный двигатель, предназначенный для создания управляющих усилий и моментов, используемых для управления положением перемещающегося аппарата или его частей. Отметим, что понятие «управляющий» является более широким. Управляющим двигателем может являться как управляемый ракетный двигатель, так и неуправляемый (например, отделяемый двигатель, передающий тягу по тянущей схеме, импульсный двигатель);
- *регулируемым* – ракетный двигатель, допускающий выбор режима работы до включения.

Обычно под управляемыми ЭУ понимаются двигатели с управляющими соплами. Термин «*управляющее*» используется потому, что сопло управляет внешним (по отношению к двигателю) объектом – летательным аппаратом. Если изменяется тяга двигателя по величине, то объектом управления является прежде всего сам двигатель, а его управляющее воздействие на ЛА является следствием управления двигателем. Поэтому рассматривае-

мые в настоящей книге ЭУ названы управляемыми. Понятие «управляемые» также более удобно для ЭУ, не предназначенных для создания управляющих усилий (различных газогенераторов).

Строго говоря, в настоящей монографии рассматриваются различные типы двигателей на твердом топливе (управляемые, управляющие, регулируемые), названные для краткости *управляемыми ЭУТТ*.

В литературе двигатели с управлением тягой по величине часто называются регулируемыми. Данный термин противоречит стандарту [13] и по отношению к управляемому для всего периода функционирования двигателю не совсем корректен (синонимом слова «регулируемый», отражающим его суть, является термин «настраиваемый»). В настоящей книге под термином «регулируемые ЭУ» понимаются ЭУ с предстартовым регулированием.

Ввиду традиционно сложившейся терминологии в тексте все же встречаются понятия «регулятор расхода» (устройство, управляющее расходом), «двигатель глубокого регулирования» (двигатель с большой глубиной управления тягой) и т.д.

Многие задачи управления ЛА возможно решить без непрерывного управления величиной тяги. В этом случае используются двигатели с дискретно изменяемыми энергетическими параметрами, например двигатели с отсечкой тяги. Управляемой целевой функцией при этом является суммарный импульс тяги. Модификацией ЭУ с дискретно изменяемыми параметрами является двигательная установка многократного включения (ДМВ), способная выполнять большинство функций ЭУ космических летательных аппаратов (КЛА).

В широком смысле все перечисленные ЭУ, в том числе с предстартовым регулированием, с дискретно изменяемыми энергетическими параметрами, являются управляемыми. В более узком смысле под термином «управляемые ЭУ» понимаются ЭУ, управление параметрами которых осуществляется непрерывно (ЭУ с управляемой площадью критического сечения, ЭУ с тепловым ножом и т.д.).

Вопрос целесообразности управления работой двигателя может возникать при разработке РДТТ практически любого класса и назначения. Во многих случаях выполнение задачи ракетной системой возможно без активного управления внутрикамерными процессами работы РДТТ (управление траекторными способами, аэродинамическое управление, управление посредством изменения моментов импульсов силовых гироскопов и т.д.). Вместе с тем управление посредством ракетного двигателя является самым эффективным и мощным. В некоторых случаях (особенно в условиях космического пространства) единственно возможным управляющим органом является ракетный двигатель. В ракетной технике одинаково важны как развитие управляемого двигателестроения, так и поиск альтернативных более экономичных способов управления. Существование альтернативных способов управления, не требующих больших расходов рабочего тела, приводит к тому, что наиболее распространенными РДТТ являются простые по конструкции высокоэффективные двигатели, не имеющие сложных устройств управления внутрикамерными процессами. Например, маршевые РДТТ баллистических ракет и ракет-носителей являются неуправляемыми (по величине тяги), а входящие в состав этих ракет малогабаритные (по сравнению с маршевыми) управляемые двигатели принято считать вспомогательными. Отнесение этих управляемых двигателей к разряду вспомогательных создает иллюзию чего-то второстепенного. Вместе с тем им при разработке должно уделяться не менее пристальное внимание, чем при разработке маршевых РДТТ. Во-первых, потому, что эти управляемые двигатели являются более сложными системами, а во-вторых, потому, что к ним, как и к двигателям верхних ступеней, предъявляются более высокие требования по энергомассовым характеристикам.

Накопленный к настоящему времени арсенал технических решений по способам управления процессами работы РДТТ позволяет сделать три вывода:

- 1) управление работой РДТТ возможно;
- 2) управляемый РДТТ является не экзотической экспериментально-исследовательской установкой, а реальным двигателем, используемым в ряде ракетно-космических комплексов (прежде всего в США);
- 3) управляемые РДТТ способны обеспечить достойную конкуренцию ЖРД аналогичного класса.

Для пояснения последнего вывода отметим, что подавляющее большинство управляемых ЭУ являются малогабаритными двигательными установками, имеющими сравнительно малое значение тяги (до 10 000 Н).

Традиционно используемые в качестве управляемых ЭУ жидкостные установки имеют низкие (по сравнению с маршевыми крупногабаритными ЖРД) энергомассовые характеристики, так как ЖРД свойственна меньшая чувствительность к масштабному фактору (масса ТНА, рубашек охлаждения, регулирующих клапанов и т.п. уменьшается медленнее снаряжаемой массы топлива).

В настоящее время разработчики перспективных ракетных комплексов при создании ступеней, обеспечивающих маневрирование КЛА, отдают предпочтение твердотопливным ЭУ, так как характеристики РДТТ менее чувствительны к масштабному фактору, РДТТ более компактны (имеют лучший показатель $I_{удр}$) и имеют лучшие эксплуатационные характеристики.

Перспективным направлением развития управляемых ЭУТТ является поиск таких конструктивных схем, которые допускают использование высокоэнергетичных топливных составов, применяемых в маршевых РДТТ.

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

B	– расходный комплекс, с;
d	– диаметр, м;
F	– площадь, м^2 ;
H	– энтальпия топлива, $\text{м}^2/\text{с}^2$;
$I_{\text{уд}}$	– удельный импульс тяги, $\text{Н}\cdot\text{с}/\text{кг}$; $\text{м}/\text{с}$;
k	– показатель адиабаты;
L	– длина, м;
m	– масса, кг;
$\dot{m}$	– секундный массовый расход продуктов сгорания, $\text{кг}/\text{с}$;
n	– коэффициент форсирования скорости горения;
P	– тяга, Н;
p	– давление продуктов сгорания, МПа;
T	– температура, К;
t	– время, с;
u	– скорость горения топлива, $\text{мм}/\text{с}$;
x, y, z	– пространственные координаты, м;
W	– свободный объем камеры сгорания, м^3 ;
δ	– толщина, м;
ρ	– плотность, $\text{кг}/\text{м}^3$;
v	– показатель степени в законе скорости горения твердого топлива;
χ	– коэффициент тепловых потерь в камере сгорания;
R	– газовая постоянная.

Принятые сокращения

АРД	– авторегулируемый двигатель;
АРС	– активно-реактивный снаряд;
ВУС	– вращающееся управляемое сопло;
ГГ	– газогенератор;
ГЧ	– головная часть;
ДГК	– двухпозиционный газовый клапан;
ДГР	– двигатель глубокого регулирования;

ДМВ	– двигатель многократного включения;
ДУ	– двигательная установка;
ЖРД	– жидкостный ракетный двигатель;
ЗКС	– защитно-крепящий слой;
ККС	– конструктивно-компоновочная схема;
КЛА	– космический летательный аппарат;
КС	– камера сгорания;
МБР	– межконтинентальная баллистическая ракета;
МГД	– магнитогазодинамические установки;
ОСИ	– огневое стендовое испытание;
ПГГ	– парогазогенератор;
ПРО	– противоракетная оборона;
ПС	– продукты сгорания (топлива);
РДТТ	– ракетный двигатель на твердом топливе;
РДУ	– регулируемая двигательная установка;
РМ	– рулевая машина;
РР	– регулятор расхода;
РС	– регулятор слива;
РЭУ	– регулируемая энергоустановка;
САР	– система автоматического регулирования;
СВК	– струйный вихревой клапан;
СРГ	– система регулирования газогенератора;
ТЗП	– теплозащитное покрытие;
ТН	– тепловой нож;
ТНА	– турбонасосный агрегат;
ТРТ	– твердое ракетное топливо;
УВО	– устройство вскрытия окон;
УГГ	– узел гидрогашения;
УДТ	– узел дросселирования тяги;
УУКМ	– углерод-углеродный композиционный материал;
УЭУТТ	– управляемая энергоустановка на твердом топливе;
ЦТ	– центральное тело;
ЭСУ	– энергосиловая установка;
ЭУТТ	– энергоустановка на твердом топливе.

Глава 1

КЛАССИФИКАЦИЯ, ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ПРИНЦИПЫ ДЕЙСТВИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК НА ТВЕРДОМ РАКЕТНОМ ТОПЛИВЕ

1.1. КЛАССИФИКАЦИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМЫХ ЭУТТ

Классификация УЭУТТ может быть проведена по четырем направлениям (рис. 1.1 и 1.2):

- по назначению и области применения;
- по оперативности управления;
- по принципу действия;
- по типу используемых топлив.

Управляемые ЭУТТ используются (или в ближайшем будущем смогут использоваться) для решения следующих основных задач:

1. Разгона полезной нагрузки (в качестве маршевых РДТТ баллистических ракет и ракет-носителей). Как правило, управление тягой маршевых РДТТ осуществляется по направлению (в настоящей книге не рассматривается). Управление модулем тяги обычно не производится, так как суммарный импульс двигателя имеет малые разбросы. И все же маршевые РДТТ (особенно верхних ступеней) могут снабжаться устройствами дискретного изменения энергетических параметров (устройствами отсечки тяги). Применение таких устройств и тем более устройств непрерывного управления величиной тяги на маршевых РДТТ должно быть тщательно обосновано, так как оно существенно снижает баллистическую эффективность ракеты.

2. Разведения боевых блоков ракеты с отделяющейся головной частью. Данную задачу для управляемых РДТТ можно признать основной. Так, на ракете РС-16 с жидкостными маршевыми двигателями ДУ боевой ступени является твердотопливной [9, 25, 51].

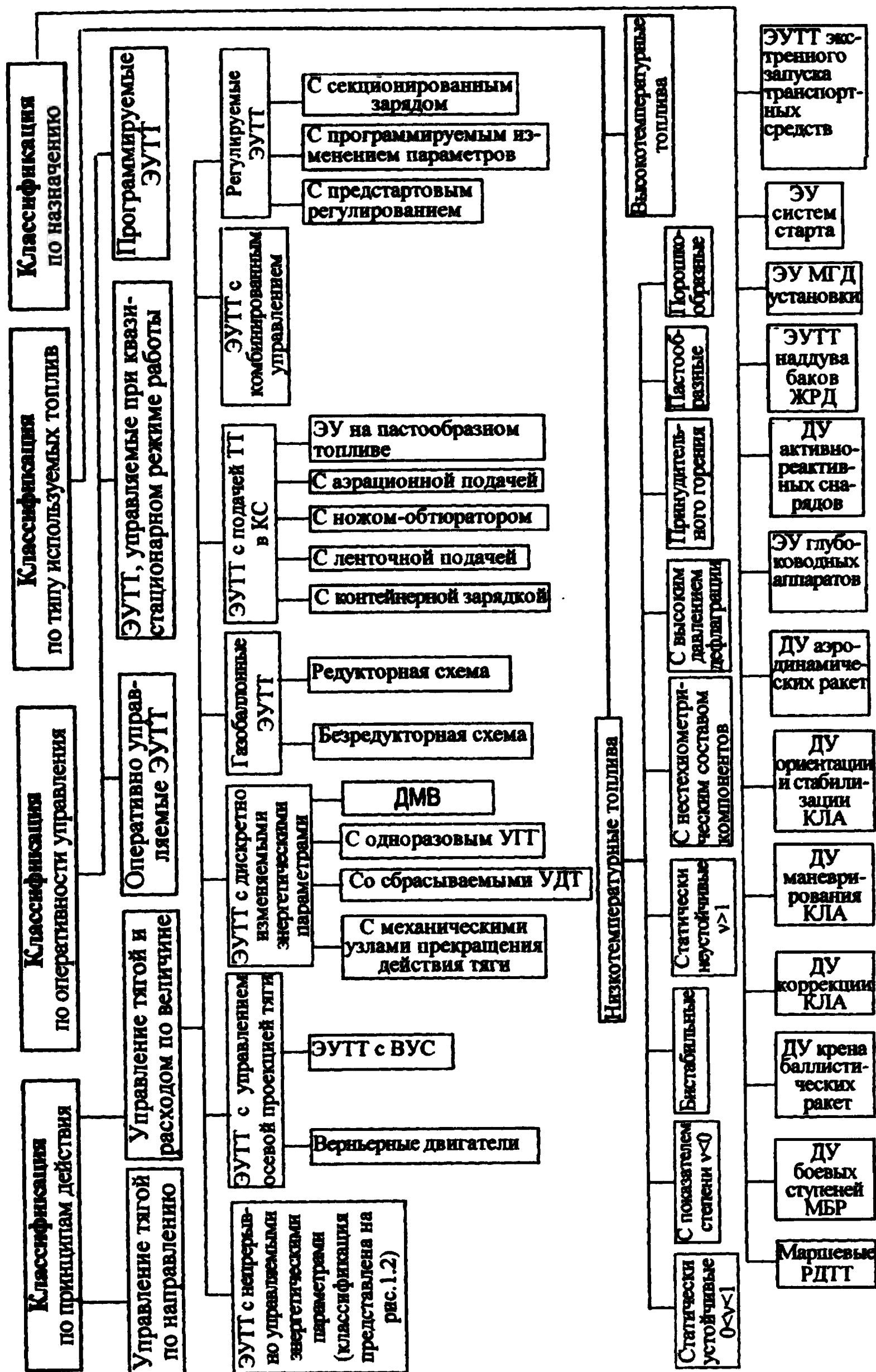


Рис. 1.1. Классификация управляемых УЭУТТ

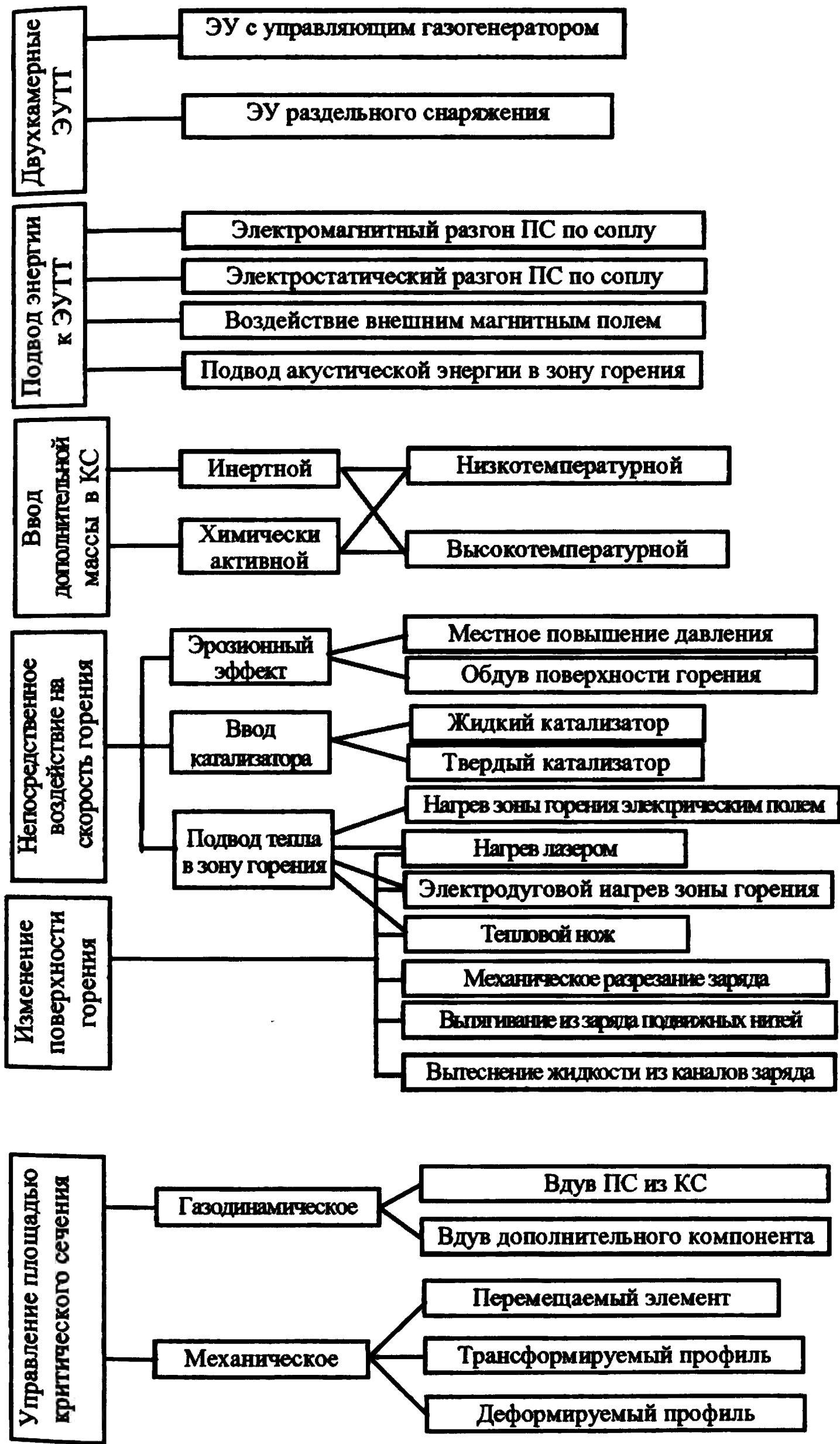


Рис.1.2. Классификация непрерывно управляемых ЭУТТ

3. Управления полетом ракеты по каналу крена.
4. Обеспечения маневрирования КЛА и его перевод с одной орбиты на другую.
5. Коррекции траектории КЛА.
6. Ориентации и стабилизации КЛА [27, 52].
7. Оперативного управления тягой авиационных и зенитных ракет, а также объектов средств противоракетной обороны [4, 26].
8. Изменения режимов движения подводных аппаратов (торпед) [52].
9. Управления тягой двигателя активно-реактивных снарядов [26].
10. Наддува баков ЖРД [10].
11. Обеспечения повторно-периодического режима плазмогенератора МГД-установки [58].
12. Обеспечения минометного старта различных изделий и ракет.
13. Экстренного запуска транспортных средств (дизелей, газотурбинных двигателей).

В связи с этими функциями управляемых ЭУТТ выдвигаются определенные требования к циклограмме их работы.

В ракетных системах, связанных с уничтожением маневрирующих целей, энергоустановки должны обеспечивать два режима поиска и атаки (рис. 1.3, а).

В системах, движущихся по баллистическим траекториям, например в тактических ракетах, активно-реактивных снарядах, энергоустановки должны обеспечить коррекцию траектории по дальности полета и курсу. Необходимая циклограмма изменения тяги ДУ показана на рис. 1.3, б.

В ракетных системах с разводящимися боевыми блоками ЭУТТ должна обеспечить сложную циклограмму работы, иметь возможность регулирования тяги по трем осям и обладать высокими динамическими характеристиками.

Вариант изменения суммарного расхода по времени работы такой ЭУТТ представлен на рис. 1.3, в.

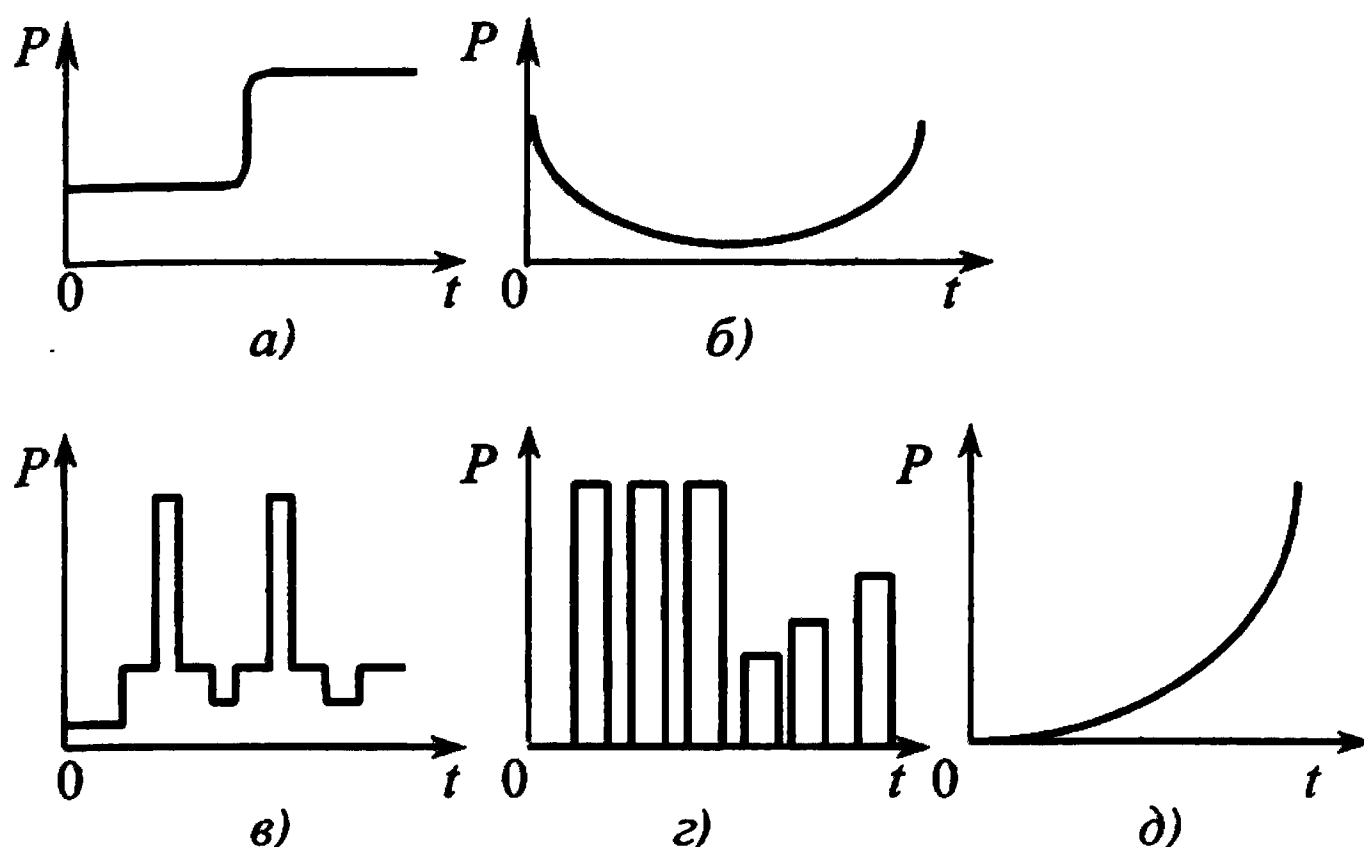


Рис. 1.3. Типичные циклограммы изменения тяги и расхода топлива

В ракетно-космических системах для сближения объектов и перевода их с одной орбиты на другую ЭУТТ должны обеспечивать не только регулирование основных характеристик, но и многократное включение–выключение с большими периодами «молчания». Циклограмма изменения расхода такой ЭУТТ представлена на рис. 1.3, в.

В системах старта ракет и запуска транспортных двигателей (в экстремальных условиях) требуется существенно прогрессивная расходная характеристика. Циклограмма изменения расхода продуктов сгорания РЭУ стартовой системы приведена на рис. 1.3, д.

Представленные типы циклограмм работы могут быть реализованы в ходе:

- *оперативного управления.* Алгоритм работы заранее не известен, скорость глубоких переходов с режима на режим должна превышать скорость быстроменяющихся условий полета;

- *управления при квазистационарном режиме работы.* В общих чертах известна потребная форма циклограммы, в процессе полета в соответствии с известной циклограммой программно изменяется уровень тяги;

- *предварительного программирования* точно известной циклограммы, в отличие от ЭУТТ с жестко программируемыми параметрами, т.е. имеющими разгораемые вкладыши, заданную дегрессивность поверхности горения и т.д. В данном случае система управления посредством специальных исполнительных элементов активно управляет внутрикамерными процессами.

Необходимая (требуемая) циклограмма обуславливает степень сложности УЭУТТ, а также определяет степень приоритетности различных технических характеристик УЭУТТ.

Заданный характер циклограммы работы ЭУТТ и возможность выполнения требуемых характеристик можно обеспечить, рационально выбрав принцип действия ЭУТТ и тип применяемого топлива.

Многообразие (по принципам действия) типов управляемых (по величине тяги или расхода) ЭУТТ условно можно представить в виде следующих групп (см. рис. 1.1):

- *ЭУТТ с непрерывно управляемыми энергетическими параметрами* (см. рис. 1.2). Исследования ЭУТТ данной группы наиболее разнообразны и многочисленны, что обусловлено универсальностью и эффективностью непрерывного управления;

- *ЭУТТ с управлением осевой проекцией тяги.* По выполняемым функциям аналогичны первой группе, однако управление такими энергоустановками не требует вмешательства во внутрикамерные процессы. Широкому распространению этих ЭУТТ мешает резкое снижение их баллистической эффективности при увеличении глубины регулирования и времени работы на режимах пониженной тяги. Более подробно ЭУТТ данной группы рассмотрены в гл. 4;

- *ЭУТТ с дискретно изменяемыми энергетическими параметрами.* Они имеют относительно простую конструкцию, простые алгоритмы управления и хорошую воспроизводимость результатов управляющих команд. При творческом подходе к формированию необходимой циклограммы работы в большинстве случаев ЭУТТ с дискретно изменяемыми энергетическими параметрами могут заменять более сложные ЭУТТ с непрерывным управлением. Баллистическая эффективность ЭУТТ с дискретно

изменяемыми параметрами приближается к эффективности маршевых РДТТ (в частности, в связи с возможностью применения высокотемпературных топлив);

- *газобаллонные ЭУТТ.* Характеризуются тем, что практически не имеют переходных процессов. Обеспечивают возможность длительной работы ЭУТТ с суммарным временем включений, во много раз превышающим время горения заряда с минимально возможной скоростью горения. (Пример безредукторной газобаллонной ЭУТТ представлен на рис. 3.31. Примеры редукторных газобаллонных ЭУТТ представлены на рис. 2.12, 10.16, 10.19 ... 10.21.);

- *ЭУТТ с подачей твердого топлива в камеру сгорания.* Существование многочисленных аналогов в области артиллерийско-стрелкового вооружения не снижает экзотичности данной идеи. И все же эти ЭУТТ могут находить применение, например, в виде перезаряжаемого плазмогенератора магнитогидродинамической (МГД) установки;

- *ЭУТТ с комбинированным управлением.* Различные комбинации управляемых ЭУТТ, управление одной ЭУТТ несколькими управляющими элементами с различными физическими принципами позволяют усилить управляющий эффект, добиться требуемой циклограммы работы, парировать побочные негативные эффекты обособленного применения каждого из управляющих элементов;

- *Регулируемые ЭУТТ.* Строго говоря, данные ЭУТТ относятся к классу управляемых весьма условно. Однако именно развитие способов предстартовой настройки, программирования изменения параметров ЭУТТ в процессе работы привело к появлению управляемых ЭУТТ.

Для различных способов управления энергетическими параметрами целесообразно использование различных специальных твердых ракетных топлив, свойства и характеристики которых, как правило, отличаются от традиционных ТРТ, используемых в маршевых (неуправляемых) РДТТ (см. рис. 1.1). Необходимо отметить, что в отличие от маршевых РДТТ, использующих высокотемпературные топлива ($T \geq 3000 \dots 3800 \text{ K}$), среди управляемых ЭУТТ существует устойчивая тенденция использования низкотем-

пературных безметалльных ТРТ ($T \leq 2200$ К). Это связано с проблемами работоспособности управляющих элементов в условиях высоких температур, эрозионного воздействия конденсированной фазы продуктов сгорания (К-фазы), проблемами зашлаковки, а также с необходимостью точного выдерживания размеров управляющих элементов в течение всего времени работы. Примером эффективного использования высокотемпературных ТРТ являются ЭУТТ с дискретно изменяемыми выходными параметрами.

В ряде схем ЭУТТ могут найти применение топлива с высоким давлением дефлаграции (минимально возможное стационарное давление, при котором еще идут устойчивые процессы горения топлива), а также топлива принудительного горения. В ЭУТТ отдельного снаряжения используются заряды с нестехиометрическим составом. Пастообразные и порошкообразные топлива допускают регламентированную (управляемую) подачу в камеру сгорания, т.е. управление, аналогичное управлению ЖРД.

Основными техническими параметрами управляемых ЭУТТ являются:

- суммарный импульс тяги $I_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n \int_0^t P dt$, который является

основополагающей характеристикой всякого двигателя, предназначенного для сообщения полезной нагрузке разгонного (тормозного) импульса (на рис. 1.4 I_{Σ} – это площадь заштрихованной фигуры);

- масса снаряженной ЭУТТ $M_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n M_i$, где M_i – состав-

ляющая общей массы ЭУТТ (масса конструкции M_k , масса привода, специальных систем, масса топлива M_T , масса расходующихся материалов и т.д.);

- глубина регулирования тяги или расхода продуктов сгорания (или просто глубина регулирования)

$$\bar{P} = \frac{P_{\max}}{P_{\min}}; \quad \bar{\dot{m}} = \frac{\dot{m}_{\max}}{\dot{m}_{\min}},$$

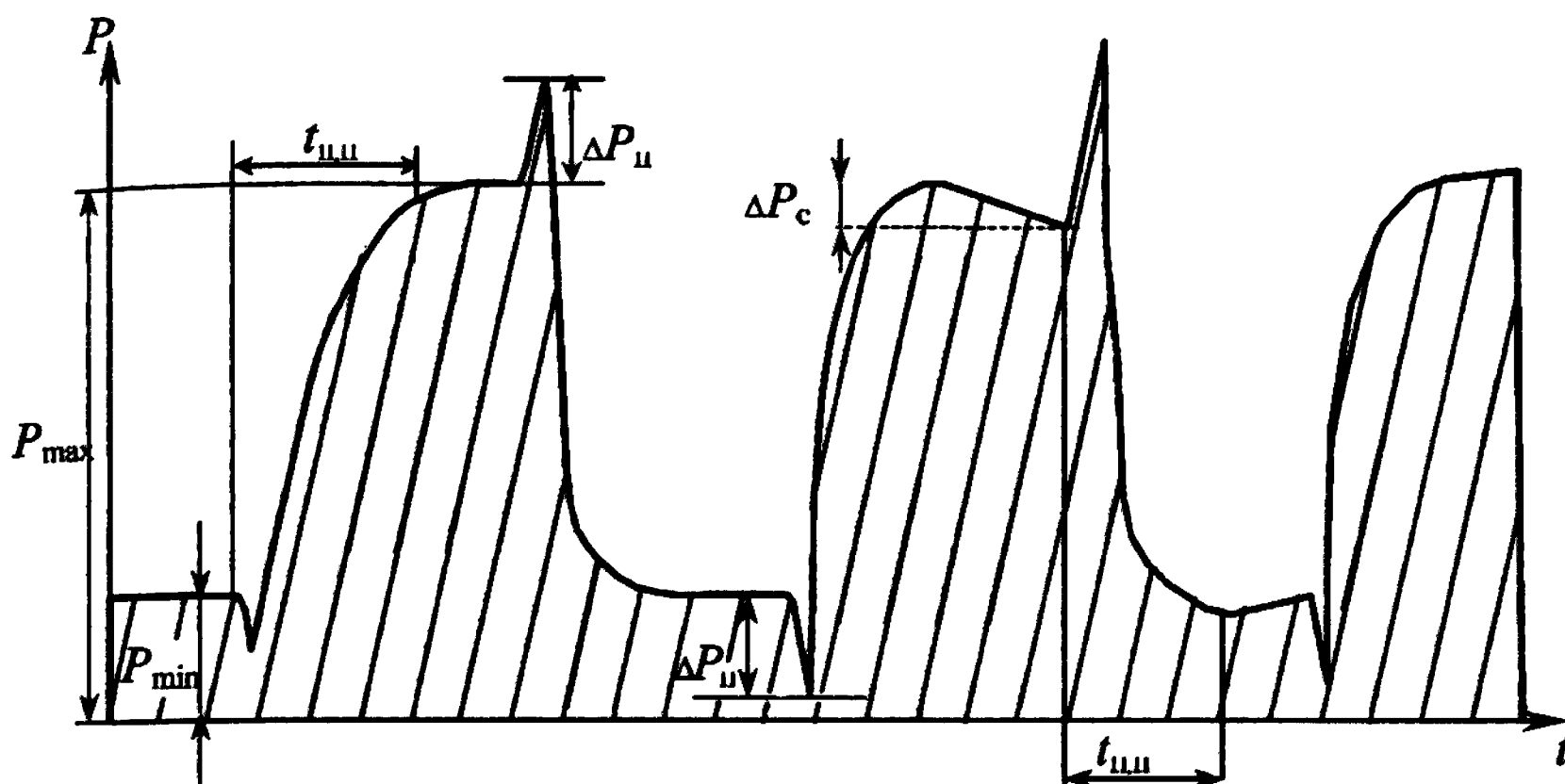


Рис. 1.4. Характер изменения тяги и переходные процессы для ЭУТТ с регулируемым сечением сопла

где $P_{\max}$, $P_{\min}$, $\dot{m}_{\max}$, $\dot{m}_{\min}$ – значения тяги и расхода продуктов сгорания на предельных режимах работы двигателя соответственно;

- *диапазон регулирования $P_{\max} \dots P_{\min}$ ($\dot{m}_{\max} \dots \dot{m}_{\min}$) для двигателей с обнулением и реверсом тяги;*
- *время переходного процесса $t_{п.п}$ (см. рис. 1.4), т.е. время перехода ЭУТТ с одного режима работы на другой, которое может зависеть от глубины регулирования, показателя ν при оперативном управлении. В качестве параметра, характеризующего ЭУТТ с оперативным управлением, $t_{п.п}$ – это минимально возможное время перехода при максимально неблагоприятных (но возможных) условиях;*
- *число включений установки за время полета объекта, характер требуемой циклограммы (направленность и количество переходов с режима на режим);*
- *удельный импульс тяги $I_{уд}$;*
- *коэффициент массового совершенства α , равный отношению массы конструкции ЭУТТ к снаряженной массе топлива;*

- *импульс последействия* (суммарный импульс тяги, набираемый с момента подачи команды на прекращение действия тяги) и разбросы импульса последействия (иногда система управления может подавать команду на отсечку тяги с упреждением на известную минимальную величину импульса последействия, при этом погрешность регулирования становится равной разбросам импульса последействия);

- *динамические нагрузки*, возникающие при срабатывании устройств изменения тяги;

- *величина забросов тяги при переходных процессах ΔP_n* (см. рис. 1.4).

Забросы являются следствием стремления сократить время переходных процессов при изменении площади критического сечения и обусловлены обратной зависимостью между величиной площади критического сечения и уровнем давления в камере сгорания при использовании топлив с $0 < \nu < 1$. Забросы проявляются сильнее по мере увеличения свободного объема камеры. Наличие забросов ограничивает реализуемое время переходных процессов;

- *воспроизводимость* (прогнозируемость) результатов управляющих команд, подаваемых при различных условиях работы ЭУТТ (при различных уровнях тяги и требуемой глубине перехода, различном свободном объеме камеры, различной предыстории процесса функционирования ЭУТТ и т.д.);

- *суммарное время работы*, бóльшая величина которого (сотни секунд) может не соответствовать скоростям горения существующих топлив, вызывая особенности конструктивной схемы и принципов ее работы;

- *точность стабилизации выходного параметра* (тяги или расхода) на заданном режиме работы;

- *надежность*, характеризующая отработанную конструкцию ЭУТТ;

- *эксплуатационные характеристики*, гарантийные сроки хранения и т.д.

Следует отметить, что для различных типов управляемых ЭУТТ важность (приоритетность) вышеуказанных характеристик

различна. Так, для УЭУТТ, эксплуатирующихся на Земле, энерго-массовые характеристики имеют второстепенное значение.

Эффективность выполнения конкретной управляемой ЭУТТ возлагаемых на нее функций может оцениваться только при комплексном учете всей совокупности перечисленных характеристик и в увязке с теми условиями, в которых получены при отработке заявляемые разработчиком характеристики. При расчете времени переходного процесса необходимо учитывать зависимость его от свободного объема камеры сгорания, т.е. то, что по мере работы двигателя $t_{п.п}$ существенно увеличивается. С учетом времени переходного процесса необходимо также обращать внимание на циклограмму работы рассматриваемой ЭУТТ. Например, переход с максимального P_{max} значения параметра на минимальное P_{min} при ступенчато-монотонной циклограмме (рис. 1.5) работы реализовать значительно проще, чем при резком изменении этого параметра (рис. 1.6).

При ступенчатом (постепенном) переходе уменьшается величина забросов, снижается проявление таких негативных явлений, как опасность погасания заряда при резком сбросе давления, ударно-динамические нагрузки на двигатель и т.п., повышается точность стабилизации параметров на всех режимах. Поэтому разницу между крайними режимами (см. рис. 1.5) правильнее называть степенью изменения параметра P . Реализуемая глубина регулиро-

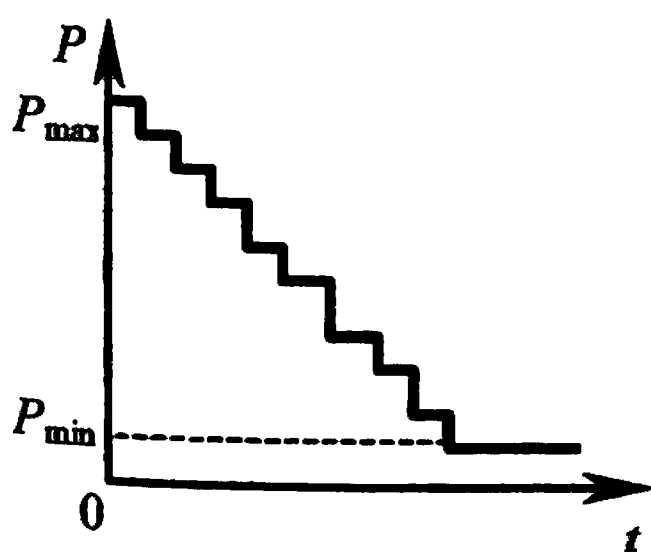


Рис. 1.5. Ступенчато-монотонная циклограмма изменения тяги

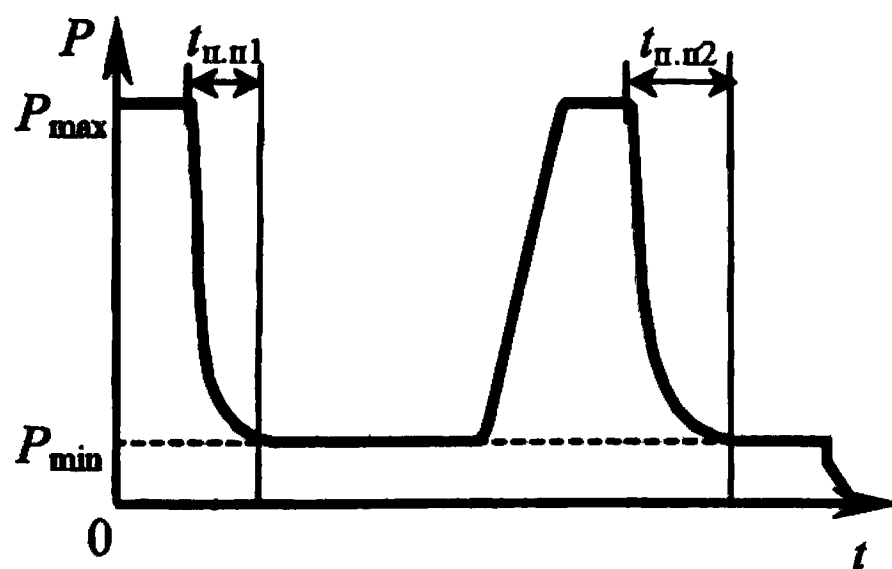


Рис. 1.6. Двухуровневая циклограмма изменения тяги

вания параметра P , как правило, является меньшей величиной, чем диапазон изменения этого параметра.

Стремление максимально увеличить реализуемую глубину регулирования может:

- снизить воспроизводимость результатов управляющих команд;
- вызвать необходимость перехода на менее энергетичные топлива;
- увеличить массу конструкции.

Перед более детальным рассмотрением управляемых ЭУТТ проведем краткий обзор принципиальных способов непрерывного управления модулем тяги (расхода топлива).

1.2. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СПОСОБЫ УПРАВЛЕНИЯ МОДУЛЕМ ТЯГИ

Оценить возможные пути оперативного изменения модуля тяги можно при рассмотрении основных уравнений тяговых характеристик РДТТ:

$$P = \dot{m}I_{уд} + F_a p_n, \quad (1.1)$$

$$\dot{m} = \alpha A p F_{кр}, \quad (1.2)$$

$$F_a = F_{кр} \bar{r}_a^2, \quad (1.3)$$

$$p = f(S, u), \quad (1.4)$$

$$I_{уд} = f(k, R, T, \bar{r}_a), \quad (1.5)$$

где F_a , $\bar{r}_a$ – площадь выходного сечения сопла и степень его расширения; p_n – давление внешней среды; $\alpha A = f(k, R, T)$ – расходный коэффициент; k , R , T – показатель адиабаты, газовая постоянная и температура продуктов сгорания в камере двигателя; S , u – площадь поверхности заряда и скорость горения топлива.

Анализ уравнений (1.1) – (1.5) показывает, что пустотная добавка ($F_a p_n$), зависящая от давления внешней среды p_n , на порядок меньше основной составляющей ($\dot{m}I_{уд}$) и реально не может быть объектом регулирования тяги.

Удельный импульс тяги $I_{уд}$ можно регулировать (при $F_{кр} = \text{const}$) только за счет изменения степени расширения (т.е. изменения F_a). Учитывая, что реально достижимая глубина регулирования тяги за счет изменения $I_{уд}$ не превышает 1,5, что уменьшение тяги осуществляется за счет снижения эффективности использования возможностей топлива, можно сделать вывод, что практически единственным способом регулирования тяги РДТТ является изменение расхода рабочего тела $\dot{m}$.

По этой причине довольно часто понятия «управление модулем тяги РДТТ» и «управление расходом РДТТ» отождествляют.

Расход продуктов сгорания существенным образом зависит от давления в камере, площади критического сечения сопла, скорости горения и площади открытой поверхности твердого топлива, чувствительности скорости горения к давлению. Именно эти параметры и являются основными при поиске схемного решения управляемого РДТТ, удовлетворяющего совокупности предъявляемых требований.

При этом реально управлять расходом можно только путем изменения площади критического сечения сопла, скорости горения и площади поверхности горения, а степень влияния этих параметров на расход зависит от чувствительности скорости горения топлива к давлению. Достаточно сложные и разнообразные зависимости скорости горения от давления принято аппроксимировать в рабочем диапазоне давлений степенной зависимостью вида

$$u = u_1 p^v,$$

где u_1 – коэффициент пропорциональности, зависящий от типа топлива, температуры заряда и др.

На рис. 1.7 представлены типовые зависимости массового прихода $\dot{m}_п = S p u_1 p^v$ и расхода $\dot{m}_р = \alpha A p F_{кр}$ продуктов сгорания топлива от давления при различных величинах площади критического сечения сопла $F_{кр}$. При этом $F_{кр1} > F_{кр2}$, $v_6 > 1 > v_3 > v_4 > 0 > v_5$.

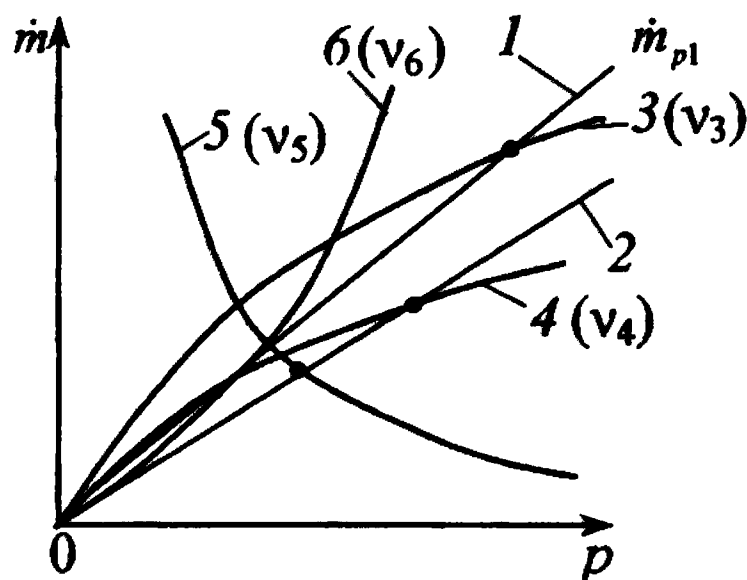


Рис. 1.7. Зависимости $\dot{m}$ от p для РДТТ с зарядами из топлив с различными законами горения

Точки пересечения кривых газоприхода 3, 4, 5 с прямыми расхода 1, 2 являются точками статически устойчивой работы двигателя. Действительно, если по отношению к этим точкам по каким-либо причинам увеличивается давление в камере двигателя, то превышение расхода продуктов сгорания над приходом приведет к снижению этого давления, и, наоборот, при случайном снижении уровня давления произойдет превышение прихода над расходом, т.е. давление повысится до точки статически устойчивой работы.

С увеличением значения v (в диапазоне $1 > v > 0$) степень устойчивости внутрикамерных процессов снижается. Для $v > 1$ (кривая 6(v_6)) статической устойчивости в работе РДТТ не существует, и стабилизация тяги (расхода) должна осуществляться упреждающей (динамической) компенсацией возникших отклонений от номинального режима. При случайном увеличении давления для восстановления его прежнего уровня нужно увеличить площадь критического сечения на величину, соответствующую падению давления большему, чем величина случайного увеличения давления.

Для неуправляемых (по величине тяги) РДТТ более предпочтительны типы топлива, имеющие минимальное значение v , обеспечивающее стабильность работы двигателя. Внутрикамерные процессы при этом менее чувствительны как к технологическим разбросам (например, диаметра критического сечения сопла), так и к случайным возмущениям (например, к пролету через сопло какого-либо фрагмента).

Для большинства управляемых изменением площади критического сечения РДТТ более предпочтительны топлива с повышенным значением ν , так как увеличение ν обеспечивает:

- повышение чувствительности тяги (расхода) к управляющему воздействию;
- снижение уровня забросов при переходных процессах.

Так как тяга (расход) обратно пропорциональна площади критического сечения сопла в степени $\nu/(1-\nu)$, то для повышения эффективности управления (чтобы незначительным изменениям площади критического сечения соответствовали существенные изменения тяги (расхода)) показатель ν должен быть близок к единице.

При быстром перемещении регулятора площади критического сечения перед установлением нового статического уровня давления заброс тяги в противоположную сторону тем меньше, чем больше величина ν . Это объясняется тем, что величина забросов зависит от относительного изменения площади критического сечения сопла, а с увеличением ν необходимая величина относительного изменения площади критического сечения уменьшается.

Наиболее исследован в настоящее время способ управления модулем тяги посредством изменения площади критического сечения сопла [1, 7, 66]. При механическом изменении $F_{кр}$ реализованный диапазон устойчивого изменения модуля тяги находится в пределах 3 ... 6. Газодинамический способ регулирования $F_{кр}$ исследован в меньшей степени. Достигнутый диапазон регулирования модуля тяги находится в пределах 1,7 ... 2,0. Газодинамический способ имеет следующие недостатки: непроизвольные потери газа могут составлять 18 ... 25 %; необходимо вводить дополнительный источник рабочего тела управляющего клапана либо создавать перепад давлений не менее 1,6 между управляющим и основным потоками.

При статически устойчивом режиме работы (соблюдается баланс газоприхода и расхода) зависимость для определения давления в камере сгорания без учета изменения массы продуктов сгорания, находящихся в камере сгорания, имеет вид

$$p = \left(\frac{u_1 S \rho}{\alpha A F_{кр}} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (1.6)$$

Отсюда чувствительность давления к медленному (т.е. позволяющему пренебречь изменением массы ПС, находящихся в КС) изменению $F_{кр}$ можно определить по формуле

$$\frac{dp}{p} = - \frac{1}{1-\nu} \frac{dF_{кр}}{F_{кр}}. \quad (1.7)$$

В интегральной форме уравнение (1.7) имеет вид

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{F_{кр0}}{F_{кр}} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (1.8)$$

где p_0 и $F_{кр0}$ – начальные значения давления и площади критического сечения сопла.

В случае пренебрежения потерями полного давления докритической части газового тракта зависимость для определения расхода продуктов сгорания будет иметь вид

$$\dot{m} = \left[\frac{u_1 S \rho}{(\alpha A F_{кр})^\nu} \right]^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (1.9)$$

Интегральная чувствительность расхода продуктов сгорания (как и тяги) к изменению $F_{кр}$ выражена

$$\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} = \left(\frac{F_{кр0}}{F_{кр}} \right)^{\frac{\nu}{1-\nu}}. \quad (1.10)$$

Аналогично можно получить зависимости расхода (тяги) от площади поверхности горения, давления и скорости горения

$$\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} = \left(\frac{S}{S_0} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}; \quad \frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} = \left(\frac{p}{p_0} \right)^\nu; \quad \frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} = \left(\frac{u}{u_0} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (1.11)$$

При быстром изменении $F_{кр}$ необходимо учитывать динамику изменения массы продуктов сгорания, находящихся в камере сгорания, т.е. появление забросов. Забросы обусловлены обратной зависимостью между $F_{кр}$ и давлением в камере сгорания, с одной стороны, и прямой зависимостью между тягой и $F_{кр}$ (при квазипостоянном, т.е. не успевающим измениться, давлении) – с другой.

Переходные процессы проявляются и при изменении поверхности горения (схемы с тепловым ножом, выдавливанием жидкости из каналов и т.д.), что в первую очередь обусловлено геометрической перестройкой поверхности горения в ходе естественного выгорания заряда.

Более детальное исследование различных принципов управления тягой ЭУТТ ставит ряд других вопросов, без учета которых выражения (1.6) – (1.11) неадекватно отражают закономерности при управлении. Например, иногда совершенно необходим учет влияния прогрева заряда и элементов конструкции на потерю свойства дефлаграции, на изменение физических закономерностей. Некоторые факторы часто вообще остаются неисследованными, так как конечной целью является создание работоспособной конструкции, а не научные исследования. Поэтому при отработке ЭУТТ иногда проще заменять элементы конструкции (работа которых оказывается малопредсказуемой), чем добиваться улучшения сходимости создающихся расчетных методик, описывающих сложные многопараметрические физические процессы. Многие закономерности работы управляемых ЭУТТ и явления, сопровождающие различные стороны их функционирования, обнаруживаются только эмпирическим путем и получают теоретическое объяснение лишь через некоторое время.

Способы управления и конструктивные схемы характеризуются воспроизводимостью (прогнозируемостью) результатов одних и тех же управляющих команд как от опыта к опыту, так и подаваемых при различных условиях работы ЭУТТ (при различных уровнях тяг и требуемой глубине перехода, различном свободном объеме камеры, различной предыстории процесса функционирования ЭУТТ и т.д.).

Воспроизводимость является не только технической, но и исследовательской характеристикой нового (неисследованного) сложного объекта, находящегося на ранней стадии экспериментальной отработки. Она проявляется в том, что ряд аргументов и некоторые взаимосвязи между аргументами, влияющие на конечный результат, не попадают в поле зрения (в расчетную методику). По мере отработки объекта, изучения его свойств, замены мало-прогнозируемых элементов и принципов работы на более понятные воспроизводимость должна повышаться.

В связи с тем, что многие существующие и вновь предлагаемые схемы управляемых ЭУТТ являются и всегда будут являться новыми и сложными (по сравнению с более простыми обычными РДТТ) объектами, проходящими стадию экспериментальной проверки новых технических решений и физических принципов, понятие воспроизводимости для их разработчиков всегда будет являться определяющей характеристикой, учитываемой при выборе схемы и принципа действия разрабатываемой ЭУТТ.

На рис. 1.8 представлены результаты расчетов по оценке влияния γ , p и $F_{кр}$ на глубину регулирования тяги. Основным недостатком способа регулирования модулем тяги РДТТ посредством изменения $F_{кр}$ является значительное увеличение давления в камере сгорания при большой глубине регулирования.

Верхний уровень давления в камере сгорания ограничивают из соображений прочности конструкции и получения приемлемых массовых характеристик двигателя. Нижний уровень давления в камере сгорания определяют пределом устойчивости горения твердого топлива.

Заслуживают внимания и физические методы регулирования скорости горения [63] (см. рис. 1.2). К ним относятся: подвод акустической энергии в зону горения; воздействие лазером и радиацией; горения металлических элементов, нагреваемых пламенем; воздействие электромагнитного и электростатического полей на пламя; интенсификация фотохимических реакций в пламени; впрыскивание в пламя вблизи поверхности горения мелкодисперсных катализаторов или порошков металла типа алюминия или магния; дополнительный разогрев поверхности горения за счет

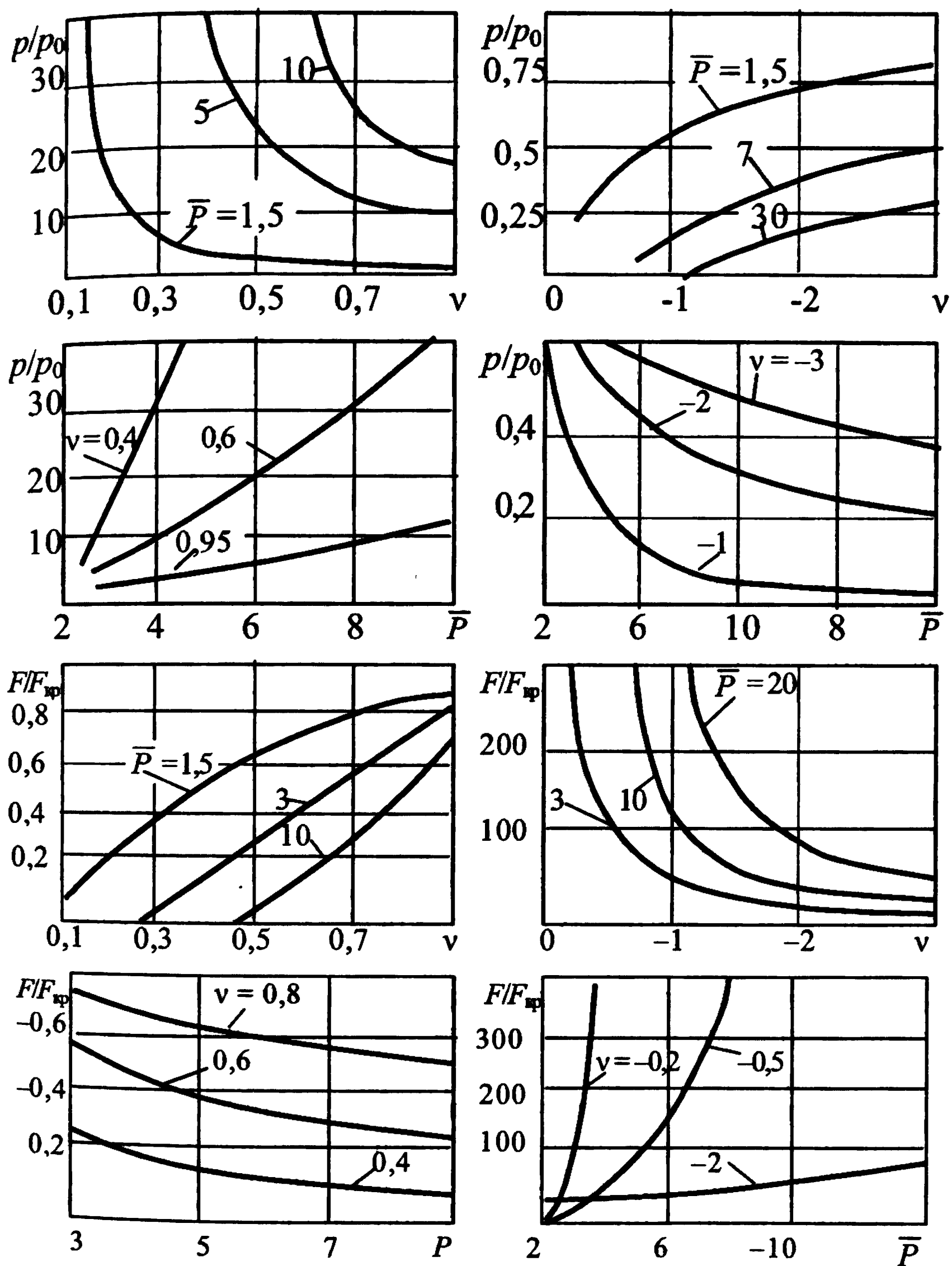


Рис. 1.8. Статические характеристики РДТГ, регулируемого изменением $F_{кр}$

вибрации топлива или отдельных участков поверхности горения заряда; диэлектрический разогрев; пропускание электрического тока через заряд с целью изменения скорости горения на отдельных участках твердого топлива.

Диапазоны регулирования тяги, полученные при экспериментальных исследованиях вышеперечисленных физических методов, невелики и составляют: при использовании электрического поля, воздействующего на зону горения, – примерно $\pm 25\%$; при использовании магнитного поля $\bar{P} = 1,5 \dots 1,7$; при использовании акустической энергии $\bar{P} = 1,6 \dots 1,8$. Расчеты показывают, что у РДТТ, регулируемых магнитным способом, масса электромагнитных катушек превышает на 10% массу заряда твердого топлива.

Применение металлических теплопроводных элементов, например в ракете подвижного зенитного ракетного комплекса (ПЗРК) «Стрела» (проволочки, пластины и т.д.), позволяет увеличить скорость горения твердого топлива в $4 \dots 5$ раз [99], а в случае металлических элементов с активированной поверхностью – до 10 раз. Наибольший эффект достигается при использовании теплопроводных элементов из серебра, меди или вольфрама. Если теплопроводные элементы изготавливаются из биметаллов (Al+Zr; Al+Ti; Al+Be) или используется экзотермический эффект при образовании сплава биметаллов (Al+Pd), то может быть обеспечено увеличение скорости горения в $1,5 \dots 3,0$ раза по сравнению с теплопроводным элементом из одного металла (меди или серебра).

Отрицательной особенностью описанных выше способов является их односторонний характер воздействия, т.е. можно скорость горения увеличить, но нельзя уменьшить, и трудность оперативного управления.

К группе методов регулирования, реализующих локальное изменение скорости, а следовательно, и поверхности горения, относятся лазерный, электродуговой, гидравлический методы и метод регулирования с помощью теплового ножа.

Электродуговой метод основан на том, что в тело заряда помещают параллельно близко расположенные проволоки, покрытые специальной обмазкой с ионизирующими добавками. При подводе

тока на концах проволоки возникает электрическая дуга, которая сжигает проволочки с регулируемой скоростью, зависящей от подводимой к дуге силы тока. Диапазон регулирования определяется только мощностью источника питания и не ограничивается температурой начала разложения топлива. При горении дуги между двумя электродами температура повышается до 5000...6000 К, что практически приводит к мгновенному выгоранию топлива в радиусе нескольких сантиметров и образованию конусообразной поверхности горения ТТ. Подвод электрической энергии осуществляется от источников напряжением 20 ... 30 В и токами 1 ... 100 А. Оценка характеристик газогенератора, регулируемого при помощи дуги, показывает следующее: для реализации суммарного импульса тяги 10^5 Н·с при глубине регулирования тяги $\bar{P}=10$ необходимы источники питания (ампульные батареи) напряжением 24 В и током 3 А. Масса системы питания будет равна 5 кг, что составит 5 % от массы газогенератора.

При реализации гидравлического метода регулирования заряд твердого топлива имеет цилиндрический канал, соединенный через специальный регулирующий клапан с дополнительной камерой или атмосферой. Канал заполняют жидкостью (спиртом, керосином, минеральным маслом), которая под влиянием давления в камере сгорания двигателя выдавливается из каналов через регулирующий клапан с определенной скоростью. Выдавливая жидкость, горячие продукты сгорания проникают в освободившуюся полость канала, и поджигают стенки каналов, в результате чего торцевая горящая поверхность заряда преобразуется в коническую. Скорость сгорания вдоль стенок канала заряда определяется скоростью выдавливания жидкости из каналов, и ее можно регулировать в достаточно широком диапазоне. Для регулирования не нужен дополнительный источник питания: движение жидкости осуществляется за счет энергии самого РДТТ. К недостаткам такой системы относятся:

- трудности обеспечения совместимости жидкости и заряда ТТ при выполнении гарантийных сроков хранения;
- конструктивные сложности, связанные с реализацией надежной защиты каналов заряда от «проскока» пламени из камеры сгорания во время работы РДТТ.

Метод регулирования с помощью теплового ножа основан на создании местных повышенных скоростей горения и предназначен для регулирования газоприхода от торцевого заряда. Тепловой нож представляет собой пластинчатую или игольчатую конструкцию, выполненную из жаропрочных материалов (молибдена, вольфрама), прижимаемую к горячей поверхности заряда. Тепловой нож омывается продуктами сгорания, нагревается ими и в местах соприкосновения с топливом увеличивает тепловой поток в него и, следовательно, скорость горения. Изменением силы прижатия ножа к поверхности горения заряда можно изменять тягу РДТТ в довольно широких пределах ($\bar{P}$ до 10 и более).

Анализ различных способов регулирования модуля тяги РДТТ показывает, что потенциальные возможности схем с регулированием площади критического сечения, поверхности и скорости горения заряда твердого топлива выгодно отличаются от возможностей других схем и в связи с этим достойны более детального рассмотрения и их сопоставления.

Глава 2

ЭНЕРГОУСТАНОВКИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ С НЕПРЕРЫВНО УПРАВЛЯЕМЫМИ ПАРАМЕТРАМИ

2.1. УПРАВЛЕНИЕ ЭУТТ ПЛОЩАДЬЮ КРИТИЧЕСКОГО СЕЧЕНИЯ СОПЛА

Наиболее простым и достаточно эффективным способом изменения расходных характеристик энергоустановки на твердом топливе является управление площадью критического сечения сопла (см. разд. 1.1, 1.2) [12, 19, 26, 39, 53, 66, 67]. Именно этот способ использовали при предстартовой настройке двигателей неуправляемых реактивных снарядов. Именно с реализации этого способа началось создание управляемых энергоустановок для систем различного назначения. Несмотря на схемную простоту, способ весьма разнообразен в вариантах технической реализации и имеет достаточно много специфических особенностей. Ниже приведены результаты исследований схем ЭУТТ, имеющих в своем составе узел регулирования – регулятор расхода (РР), обеспечивающий изменение площади критического сечения сопла.

2.1.1. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ ИЗМЕНЕНИЯ ПЛОЩАДИ КРИТИЧЕСКОГО СЕЧЕНИЯ СОПЛА

В состав РР в самом общем случае входят: исполнительный элемент (ИЭ), служащий для непосредственного изменения площади критического сечения; привод ИЭ, источник энергоснабжения привода, кинематическая цепь (передаточные звенья) между приводом и ИЭ; узел тепловой развязки, элементы крепления ИЭ в конструкции регулятора.

Для ЭУТТ с одним РР применимы проточные схемы, т.е. с неполным перекрытием проходного сечения [26, 57]. Это объясняется тем, что нельзя регулировать расход газа из КС, сохраняя при этом в ней постоянное давление. Схемы ЭУТТ, содержащие на выходном тракте из КС дополнительное нерегулируемое критиче-

ское сечение (рис. 2.1, б) либо два или более параллельно работающих в противофазе регулятора, принадлежащих к разным каналам управления (рис. 2.1, а), содержат регуляторы с полным перекрытием проходного сечения канала. Работа совместно с другими регуляторами осуществляется таким образом, чтобы суммарная площадь критического сечения оставалась больше некоторой допустимой $F_{\min}$. Для этих схем конструкция РР должна обеспечивать в закрытом положении минимум утечек.

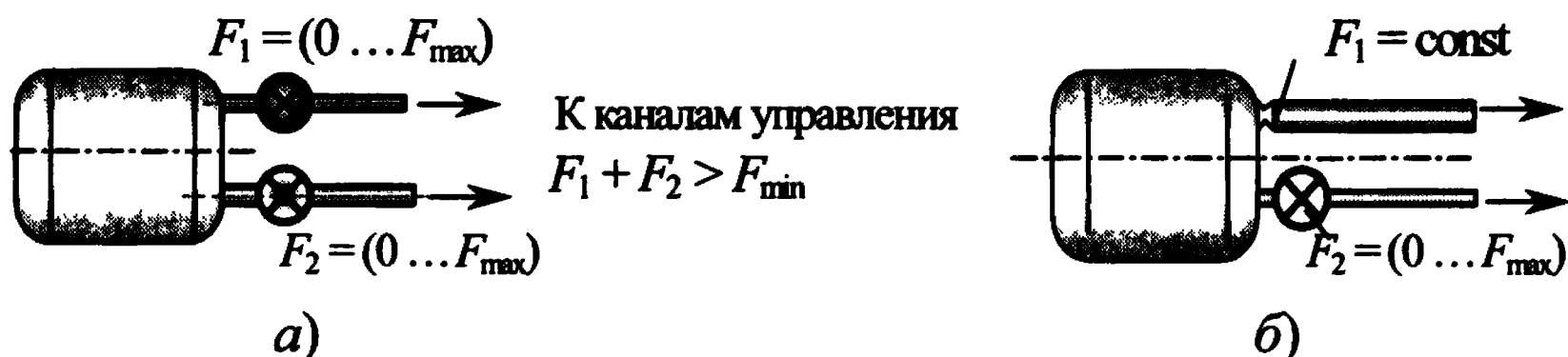


Рис. 2.1. Варианты схем ЭУТТ с регуляторами полного перекрытия проходного сечения

В настоящей главе акцент сделан на рассмотрении регуляторов режима первого типа (с неполным перекрытием сечения).

Механическое изменение минимального проходного сечения может достигаться либо при постоянном профиле горловины проточного тракта за счет изменения площади внутренней преграды, некоторым образом перемещаемой в районе горловины сопла, либо изменения минимального размера горловины, или изменения ее положения относительно внутреннего неподвижного тела. Так, на рис. 2.2 и 2.3 показаны принципиальные схемы регулируемого сопла с внешним подвижным контуром 2. Центральное тело (ЦТ) 1 в этих схемах установлено стационарно.

На рис. 2.4 показана схема регулируемого сопла с деформируемым внутренним контуром. Контур сопла без приложения кольцевой нагрузки занимает положение 1, а с приложением внешней распределенной радиальной нагрузки Q – положение 2. Достоинство этих схем состоит в том, что нет непосредственного контакта между подвижными деталями и потоком ПС.

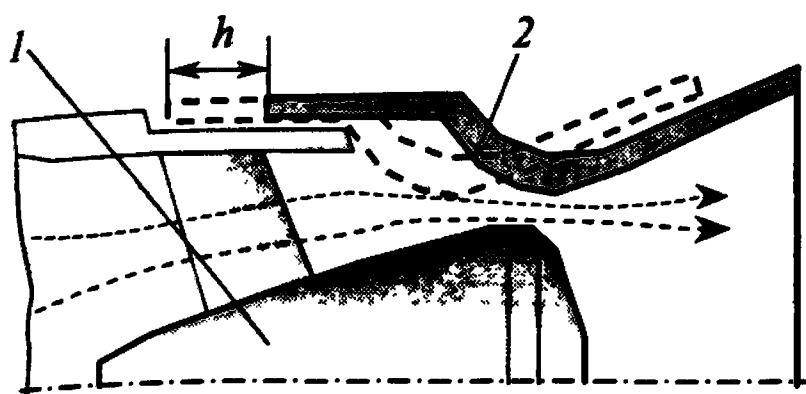


Рис. 2.2. Регулируемое сопло с внешним подвижным контуром:
1 — ЦТ; 2 — подвижный контур

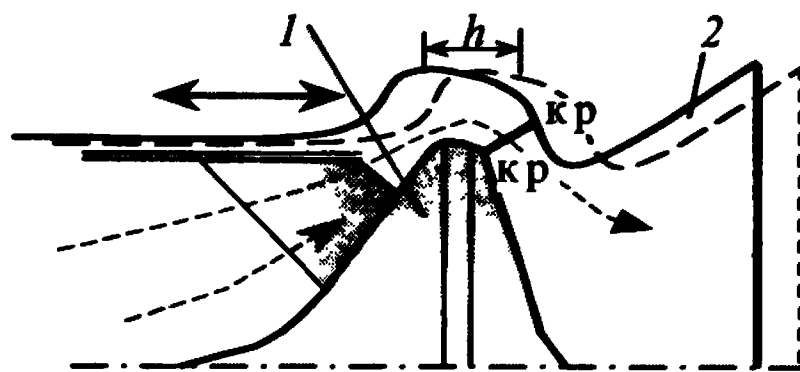


Рис. 2.3. Регулятор с подвижным наружным контуром для сопла внешнего расширения:
1 — ЦТ; 2 — подвижный контур

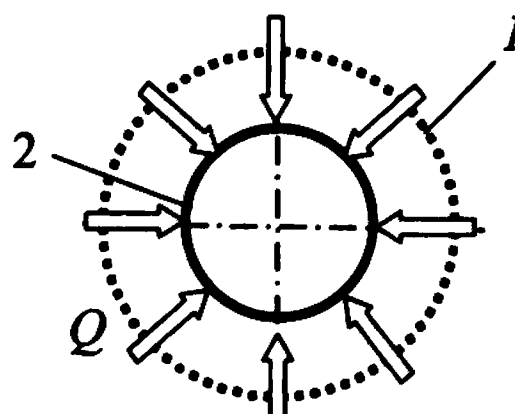
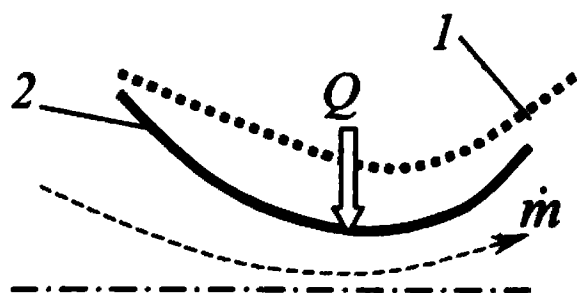


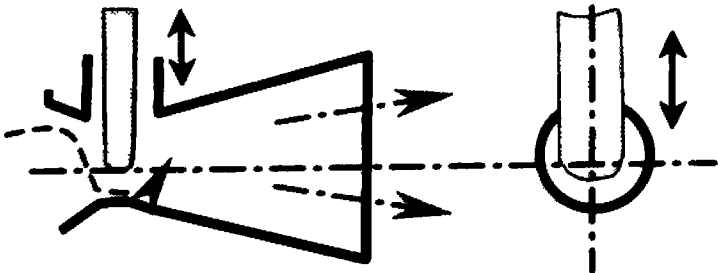
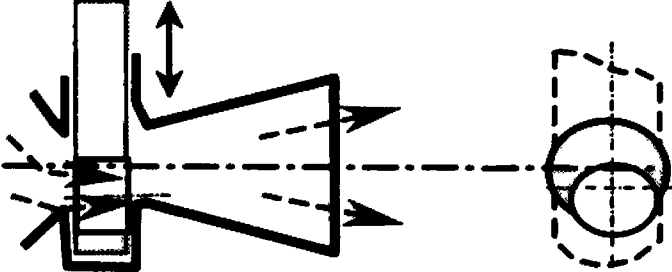
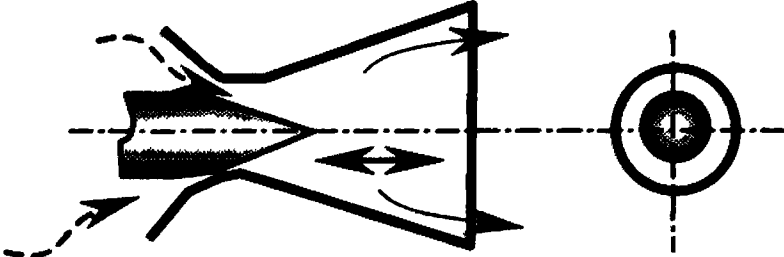
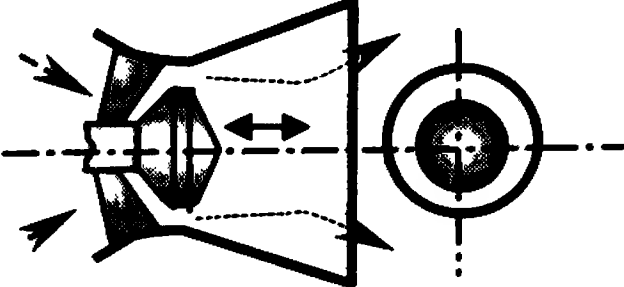
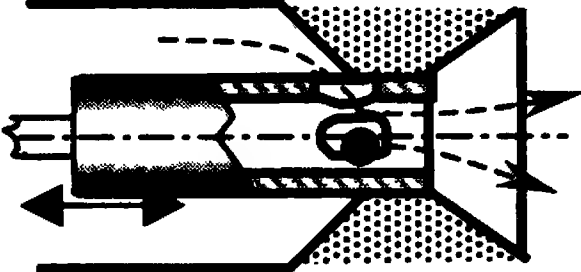
Рис. 2.4. Принципиальная схема регулирования критического сечения за счет деформирования эластичного контура сопла:
1 — контур без внешней нагрузки; 2 — контур под нагрузкой

В настоящее время схемы сопел, подобные показанной на рис. 2.4, находятся на предварительной стадии исследований. Отметим, что ряд патентов и идей по изменению проходного сечения горловины за счет использования деформируемого или трансформируемого контура сопла приведен в подразд. 2.1.5. Ниже рассмотрены схемы с регулированием посредством внутреннего тела.

В результате анализа информации, например, [3, 5, 14, 53, 55, 57, 60], а также проведенных авторами исследований [70] выявлены возможные схемы регуляторов с внутренним телом, отличающиеся разной формой проточной части и имеющие поступательное или угловое движение исполнительного элемента (ИЭ). Основные схемы приведены в табл. 2.1 и 2.2. Проведенный анализ

показал, что ряд известных схемных решений не могут быть рекомендованы для практического использования. Так, нецелесообразно применять регуляторы, выполненные по схемам «плунжер», «обрезная тарель», «вращающаяся тарель», «вращающийся кулачок», «маятниковый кулачок», «дисковая заслонка».

2.1. Типы регуляторов режима (расхода) с поступательным перемещением исполнительного звена (элемента)

Тип исполнительного элемента	Принципиальная схема ИЭ
Радиальный плунжер	
Обрезная тарель	
Игольчатый	
Тарельчатый	
Трубчатый шток	

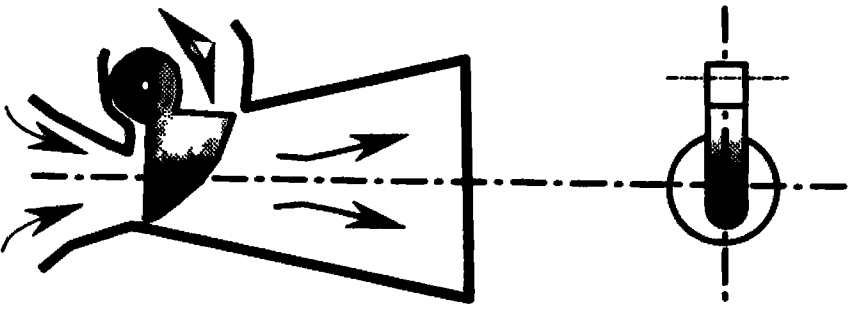
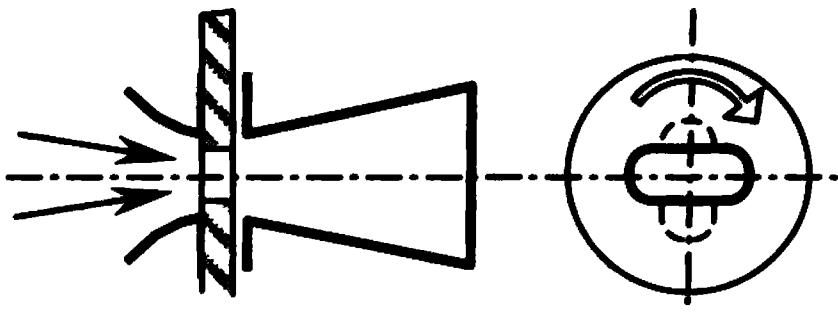
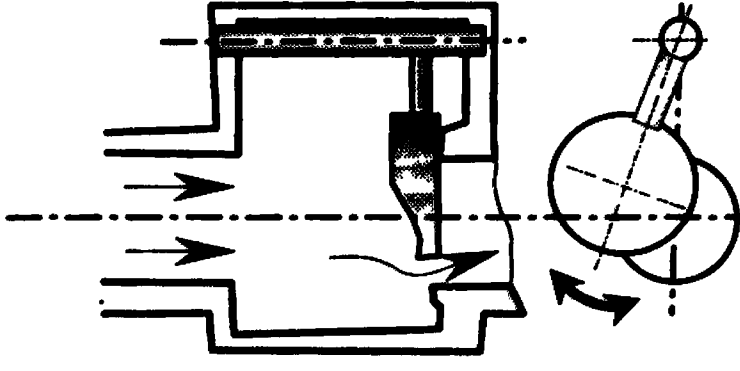
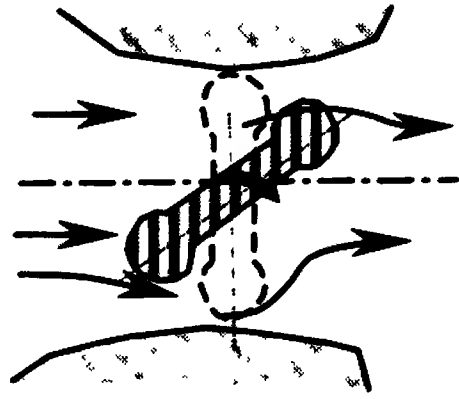
Продолжение табл. 2.1

Тип исполнительного элемента	Принципиальная схема ИЭ
Осевой плунжер	
Трубчатый насадок	

2.2. Типы регуляторов режима (расхода) с вращательным движением исполнительного звена

Тип исполнительного элемента	Принципиальная схема ИЭ
Вращающийся клапан	
Статор – ротор	

Продолжение табл. 2.2

Тип исполнительного элемента	Принципиальная схема ИЭ
Вращающийся кулачок	
Вращающаяся тарель	
Дисковая заслонка	
Маятниковый кулачок	

Основанием для такого заключения являются: сложные формы проточного тракта и его существенное изменение при перемещении исполнительного элемента; тяжелые условия работы ИЭ по механическим и тепловым нагрузкам; значительные потери импульса тяги; большая затрачиваемая мощность привода; существенная нелинейность изменения тяги при перемещении ИЭ; возможность забивания минимального проточного тракта продуктами разложения материалов тепловой защиты КС и др.

Наиболее предпочтительным по совокупности факторов представляется использование схем с поступательным перемещением ИЭ игольчатого типа для управляющих двигательных установок (ДУ) и тарельчатого типа для маршевых ДУ. В гл. 8 приведены материалы по реальным конструкциям и характеристикам регуляторов расхода топлива игольчатого (трубчатого) типа и регуляторов типа «статор – ротор».

2.1.2. ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ В ЭУТТ С РЕГУЛИРУЕМЫМ КРИТИЧЕСКИМ СЕЧЕНИЕМ

Для ряда типов ЭУТТ регулирование тяги, как было показано выше, носит ступенчатый и циклический характер с несколькими значениями стационарного уровня тяги. Физически смена режимов не может происходить мгновенно, даже если скорость изменения $F_{кр}$ будет бесконечно большой, поэтому в ЭУТТ, как в любой физической системе, смена режимов будет происходить за некоторый переходный период. За полное время переходного процесса принимают период, за который заданный параметр изменяется от исходного стационарного уровня до конечного стационарного уровня. Однако на практике чаще под временем переходного процесса t_n понимают период, за который заданный параметр (давление, расход, тяга) достигает значения, отличающегося от конечного на величину $\pm\delta$ (%). Допустимая величина $\pm\delta$ для различных типов ЭУТТ, по ТЗ, по публикациям разных авторов, колеблется в пределах 5 ... 15 %.

Существует несколько формул для определения длительности переходных процессов как для простой, так и более сложных схем ЭУТТ. Например, для схемы с прямым регулированием и наличием только маршевого сопла из закона сохранения масс известны следующие зависимости, увязывающие t_n с v , $\bar{P}$ и временем релаксации КС при ступенчатом изменении площади критического сечения ($t_n = t_n -$ длительность перехода с режима максимальной тяги на режим минимальной; $t_n = t_v -$ длительность перехода с режима минимальной тяги на режим максимальной):

$$t_{\text{н}} = \frac{1}{1-\nu} t_{\text{в.н}} \ln \frac{\bar{P}^{\frac{1-\nu}{\nu}} - 1}{(1+\delta)^{(1-\nu)} - 1}, \quad (2.1)$$

$$t_{\text{в}} = \frac{1}{1-\nu} t_{\text{в.в}} \ln \frac{1 - \bar{P}^{\frac{1-\nu}{\nu}}}{\bar{P}^{\frac{1-\nu}{\nu}} \left[(1-\delta)^{1-\nu} - 1 \right]}, \quad (2.2)$$

где $t_{\text{в.н}}$ и $t_{\text{в.в}}$ — время релаксации (постоянная времени) КС при переходе с максимального режима на минимальный и с минимального на максимальный соответственно:

$$t_{\text{в.в}} = \frac{W}{F_{\text{м}} RT \alpha A}, \quad t_{\text{в.н}} = \frac{W}{F_{\text{у}} RT \alpha A},$$

где W — свободный объем КС; $F_{\text{м}}$, $F_{\text{у}}$ — размеры критического сечения на маршевом (максимальном) и управляющем (минимальном) режимах соответственно. Имеется упрощенное выражение, удобное для приближенной оценки времени переходного процесса на этапе проектирования ЭУТТ и выбора наилучшего варианта:

$$t_{\text{п}} = \frac{1}{1-\nu} \frac{W p_0}{RT \dot{m}_0} \ln \frac{20(\bar{F} - 1)}{1-\nu}, \quad (2.3)$$

где $\bar{F} = \frac{F_{\text{у}}}{F_{\text{м}}}$.

В работах ряда специалистов постоянная времени ДУ, входящая в зависимость для определения полного времени переходного процесса, выражается через разные, но эквивалентные выражения:

$$\begin{aligned} t &= \frac{W}{(1-\nu)RTAF} = \frac{W}{(1-\nu)\Gamma(k)F\sqrt{gRT}} = \frac{Wp}{(1-\nu)RT\dot{m}} = \\ &= \frac{W}{S\rho\chi RT \left[\frac{u}{p} - \left(\frac{\partial u}{\partial p} \right)_0 \right]} = \frac{W}{RT \left[\frac{B(k)\phi_2 F}{\sqrt{RT}} - \rho S u_1 \right]}. \end{aligned} \quad (2.4)$$

Переходные процессы помимо длительности характеризуются и возникновением нежелательных возмущений силы тяги (пиков или провалов). Физически возмущения обусловлены тем, что при изменении площади, необходимом для смены режима, мгновенная скорость изменения давления p (из-за инерционности физических свойств КС) отстает от скорости изменения площади критического сечения, в результате произведение pF_1 , определяющее тягу в этот период, изменяется в том же направлении, что и F_1 (см. рис. 1.4). Появление в ЭУТТ переходных режимов значительно снижает эффективность их использования, особенно в сравнении с регулируемым ЖРД.

При переходе с режима на режим определить, какой относительный заброс или провал тяги будет возникать в момент времени t , можно из выражения (2.5), которое получено подстановкой в отношения расхода топлива мгновенных значений площадей критического сечения и давлений торможения:

$$\hat{m}(t) = \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1} \cong \frac{p_*(t)F_2(t)}{p_1F_1}. \quad (2.5)$$

Если предположить, что осуществляется мгновенное изменение $F(\Delta t \approx 0)$, то $p_*(t) = p_1$ и, следовательно, $\hat{m} = \frac{F_2}{F_1}$. Поскольку

$\bar{F} = \bar{P}^{\frac{1-\nu}{\nu}}$, то предельный заброс тяги (или провал) можно определить из соотношения $\hat{m} = \bar{P}^{\frac{1-\nu}{\nu}}$.

На рис. 2.5 и 2.6 приведены графики $\hat{m} = f(\bar{P})$ и $\hat{m} = f(\nu)$, характеризующие величину заброса $\hat{m}$ или провала (величина, обратная $\hat{m} : \check{p}_{\text{пр}} = \frac{1}{\hat{m}}$) в зависимости от глубины регулирования и показателя ν .

Так, графики зависимостей рис. 2.5 и 2.6 показывают, что с увеличением требуемой глубины регулирования начальный за-

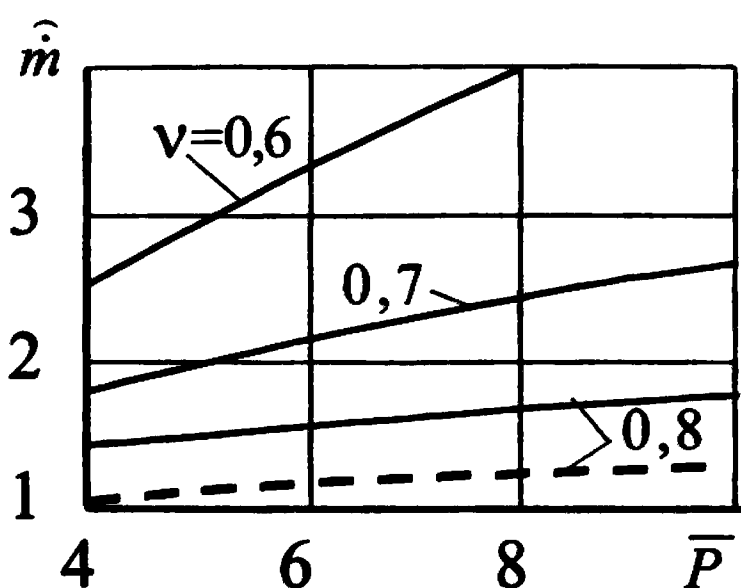


Рис. 2.5. Зависимость начального заброса тяги $\bar{P}$ от глубины регулирования при фиксированном ν при мгновенном изменении $F_{кр}$ (сплошные линии) и с ограниченной скоростью изменения $F_{кр}$ (штриховая линия) для $\nu = 0,8$

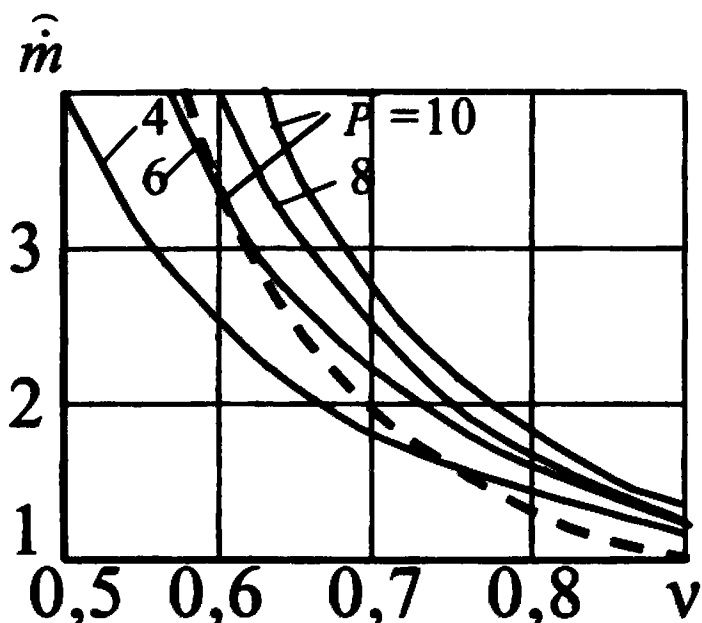


Рис. 2.6. Зависимость начального заброса (провала) тяги от показателя степени ν и глубины регулирования тяги $\bar{P}$ при мгновенном изменении площади критического сечения (сплошные линии); с ограниченной скоростью изменения $F_{кр}$ для $\bar{P} = 10$ (штриховая линия)

брос тяги растет, и в диапазоне $\bar{P} = 4 \dots 10$ относительное перерегулирование при $\nu = 0,8$ будет составлять 40 ... 78 % начального значения.

Из зависимости $\hat{m} = f(\nu)$ следует благоприятный для ЭУТТ вывод, что с увеличением ν при заданной глубине регулирования начальный заброс тяги уменьшается (при существенном увеличении длительности переходных процессов). При фиксированном значении ν с увеличением глубины регулирования заброс тяги увеличивается. В реальных условиях величина изменения площади критического сечения dF/dt при смене режимов не будет бесконечно большой. Ряд опытных данных свидетельствует, что время перемещения регулятора при смене режима, как правило, составляет 0,2 ... 0,5 с. За это время давление в камере успевает измениться и составит

$$\bar{p} = 1 + \frac{1}{1-\nu} \Delta \bar{F}_0 \left(1 - e^{-\frac{t}{t_b}} \right), \quad (2.6)$$

где t_b определяют по формулам (2.1) или (2.2).

Используя это выражение для момента завершения периода перемещения регулятора $\Delta t_{\text{рег}}$, можно оценить относительное увеличение тяги:

$$\begin{aligned} \hat{m}(t)|_{t=\Delta t} &= \left[1 + K_p \Delta \bar{F}_0 \left(1 - e^{-\frac{t}{t_b}} \right) \right] \bar{P}^{\frac{1-\nu}{\nu}} = \\ &= \left[1 + K_p \bar{P}^{\frac{1-\nu}{\nu}} \left(1 - e^{-\frac{t}{t_b}} \right) \right] \bar{P}^{\frac{1-\nu}{\nu}}, \end{aligned} \quad (2.7)$$

где $K_p = 1/(1-\nu)$.

Подставляя в выражение (2.7) численные значения для типичных условий, получим, что значение $\hat{m}$ для изменения площади критического сечения с конечной скоростью по сравнению со ступенчатым (мгновенным) изменением уменьшится на 10 ... 30 %. На рис. 2.5 и 2.6 зависимости, построенные с применением уравнения (2.7), показаны пунктиром.

При «плавном» переходе по сравнению с мгновенным переходом хотя и уменьшается максимальный заброс тяги, но этого уменьшения оказывается недостаточно для выполнения ограничения на начальные возмущения режимов, выдвигаемые со стороны разработчиков объекта управления. Сравнение численных и экспериментальных значений времени перерегулирования показало хорошую сходимость, что свидетельствует об объективности анализа.

Таким образом, простая смена режимов при соблюдении ограничения на величину заброса (перерегулирования) тяги менее $\pm 10\%$ и временем $t_n \approx 1$ с (данные численные значения диктуются требованиями по точности управления объектом) ограничивает допустимый диапазон регулирования тяги при использовании топлив с высокой чувствительностью скорости горения от давления $\nu \approx 0,8$ на уровне не более $\bar{P} = 3 \dots 4$.

Снижение точности отработки заданных системой управления импульсов тяги, вызванное переходными процессами на текущем цикле работы, особенно критично для головной части (ГЧ) ЭУТТ. Поэтому в ТЗ на разработку ЭУТТ одним из основных критериев является регламентация допустимого времени перехода с одного режима на другой t_n . Как правило, речь идет об ограничении значения $t_n < 1$ с. Однако и по расчетам, выполненным по разным методикам (как упрощенным, так и с учетом закона движения исполнительного элемента с применением нелинейной системы дифференциальных уравнений), и по многочисленным экспериментальным данным, t_n к концу функционирования глубокорегулируемой ЭУТТ достигает нескольких секунд.

Необходимость решения проблемы уменьшения времени переходных процессов стала очевидной уже при проведении самых первых опытов в начале 60-х годов, и тогда стали формироваться разные подходы к решению этой проблемы [29]. Из приведенных выше формул видно, что на длительность и качество переходных процессов влияют следующие факторы: свободный объем камеры сгорания; закон скорости горения топлива; конструктивно-компоновочная схема двигателя; глубина регулирования; закон изменения площади критического сечения $F = f(t)$. На сегодня данный вопрос достаточно полно исследован и разработан.

Известно несколько принципиальных методов улучшения качества переходных процессов: изменение конструктивной схемы ЭУТТ; использование топлива со специфическим законом горения; изменение алгоритмов управления работы регулятора. Наиболее эффективный конструктивный способ – многокамерное исполнение ЭУТТ, в которой отдельные газогенераторы срабатывают последовательно, а отработанные отсекаются от общего внутреннего объема. Таким образом, свободный максимальный объем для этой схемы и соответственно переходное время сокращаются кратно числу генераторов. При этом решается только одна сторона проблемы улучшения качества переходных процессов: сокращается длительность, а степень перерегулирования остается прежней. Несмотря на некоторые плюсы этого метода, он не нашел широкого применения (за исключением необходимости создания ЭУТТ с

очень большой продолжительностью работы – 600 ... 2000 с и более). Такое решение, как показали многочисленные исследования и конструкторские проработки, приводит в сравнении с однокамерным вариантом к некоторому (на 15 ... 30 %) увеличению массы конструкции, имеющему одинаковые величины и циклограммы тяги: из-за появления дополнительных газопроводов, коллектора, пускоотсечных клапанов, датчиков (сигнализаторов), кабелей, дополнительной внешней теплоизоляции газогенераторов корпусов (ГГ).

Существенного улучшения качества переходных процессов разработчики ожидали от использования в ЭУТТ ресивера и дополнительного промежуточного регулятора. Применительно к подобной схеме переходные процессы можно рассчитать по той же системе уравнений (за вычетом зависимости для $P_{дв}$) с использованием следующих дополнительных уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dT_p}{dt} = \frac{1}{m_3} \left[\frac{dm_{c1}}{dt} (T_r - T_p) - (k_1 - 1) T_p \frac{dm_{c2}}{dt} - \frac{1}{c_v} \frac{dQ_p}{dt} \right], \\ \frac{dm_{c3}}{dt} = \frac{dm_{c1}}{dt} - \frac{dm_{c2}}{dt}, \\ \frac{dm_{c2}}{dt} = \frac{B(k_1) \phi_2 F(t) p_p}{\sqrt{RT_p}}, \\ p_p W_p = m_3 R T_p, \\ P_{дв} = I_1 \frac{dm_{c2}}{dt}; \end{array} \right. \quad (2.8)$$

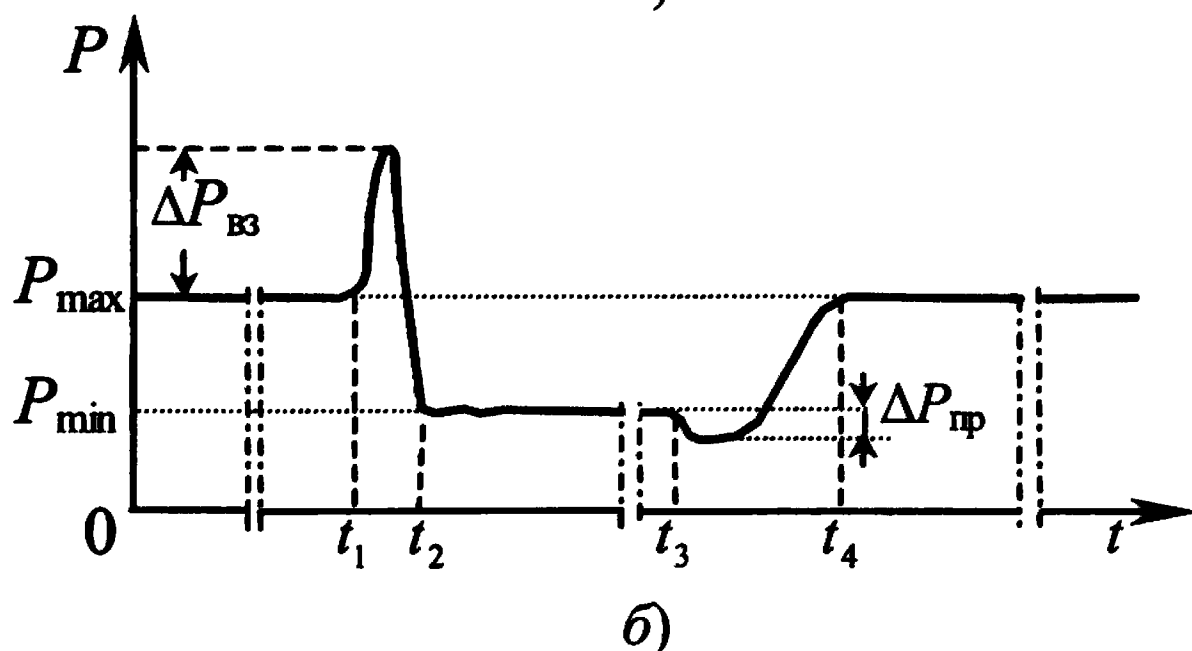
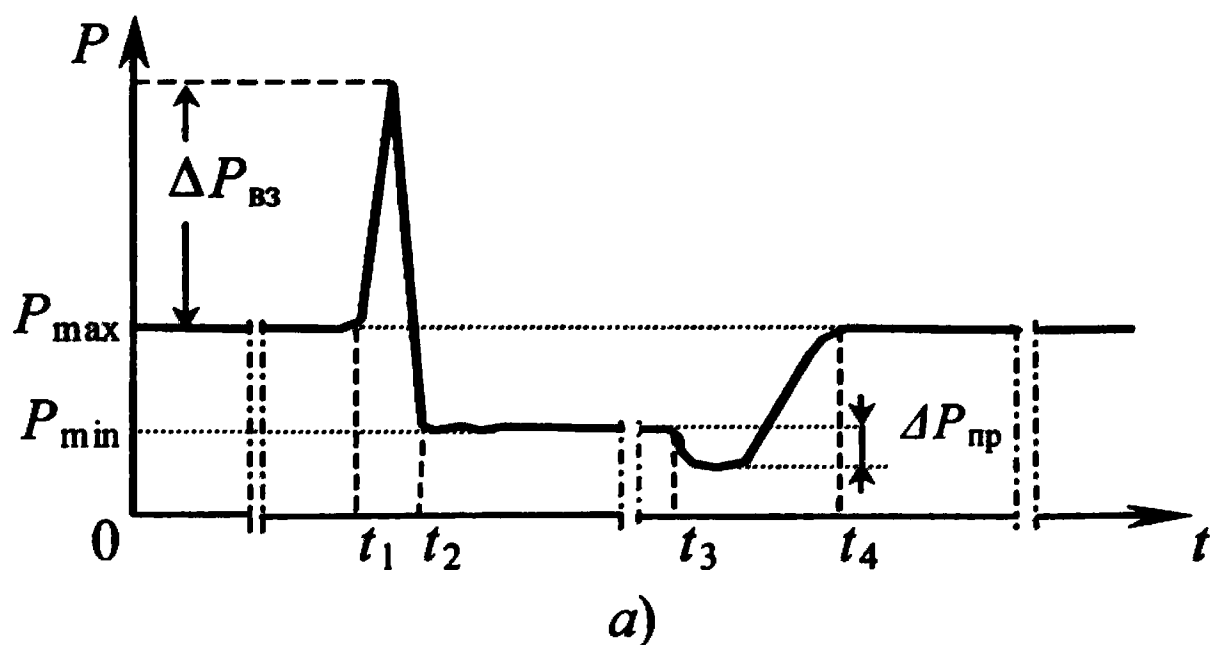
$$B(k_1) = \left\{ \begin{array}{ll} \left(\frac{2}{k_1 + 1} \right)^{\frac{k_1 + 1}{2(k_1 - 1)}} \sqrt{k_1} & \text{при } p_p < p_{кр}, \\ \sqrt{\frac{2k_1}{k_1 - 1} \left[\left(\frac{p_p}{p_r} \right)^{\frac{2}{k_2}} - \left(\frac{p_p}{p_r} \right)^{\frac{k_1 + 1}{k_1}} \right]} & \text{при } p_p > p_{кр}, \end{array} \right. \quad (2.9)$$

$$p_{кр} = p_r \left(\frac{2}{k_1 + 1} \right)^{\frac{k_1}{k_1 - 1}},$$

где m_{c1} , m_{c2} — масса газоприхода и газорасхода из ресивера соответственно; m_{c2} , m_3 — масса газов, вытекшая из ресивера и находящаяся в ресивере; Q_p — потери тепла в регуляторе расхода и ресивере; F_p — площадь сечения регулятора расхода; p_p — давление в ресивере; W_p — объем ресивера.

Характер изменения тяги в переходные периоды для схемы с ресивером показан на рис. 2.7, б. Расчеты для первой и второй схем проведены при максимальном свободном объеме ГТ (при этом подразумевалось использование одной камеры).

На графиках виден не только факт возмущения тяги, но и характер заброса и провала тяги. Численное моделирование процессов при различных вариантах срабатывания клапанов позволило



**Рис. 2.7. Изменение силы тяги при переключении
с $P_{\max}$ на $P_{\min}$ и наоборот:**

а — для схемы без ресивера; *б* — для схемы с ресивером

выявить зависимость резкого заброса тяги от относительного объема ресивера W_p/W_r . Характер изменения относительных заброса $\Delta P/P_{\max}$ и провала тяги $\Delta P/P_{\min}$ от относительного объема ресивера показан на рис. 2.8.

На рис. 2.8 видно, что возмущения тяги монотонно уменьшаются с увеличением объема ресивера. Эти возмущения становятся приемлемыми в зависимости от конкретных исходных данных лишь при объеме ресивера, в 1,5 ... 2 раза превышающем свободный объем газогенератора. Использование ресивера с такими объемами нецелесообразно или просто невозможно по условиям ограничения зоны размещения и массы ДУ. В принципе при ограниченном объеме ресивера забросы тяги можно ограничить, свести к допустимому минимуму, установив в ресивере стравливающий клапан (СК). Однако введение клапана, во-первых, не способно исключить провалы тяги, а во-вторых, снижает КПД использования топлива за счет сброса «за борт» излишков продуктов сгорания (рис. 2.9) и утечек из-за образующейся после нескольких срабатываний негерметичности в соединении тарель – седло, ухудшает массовые характеристики.

Другой путь, наиболее распространенный в последнее время, – использование специальных алгоритмов смены режимов.

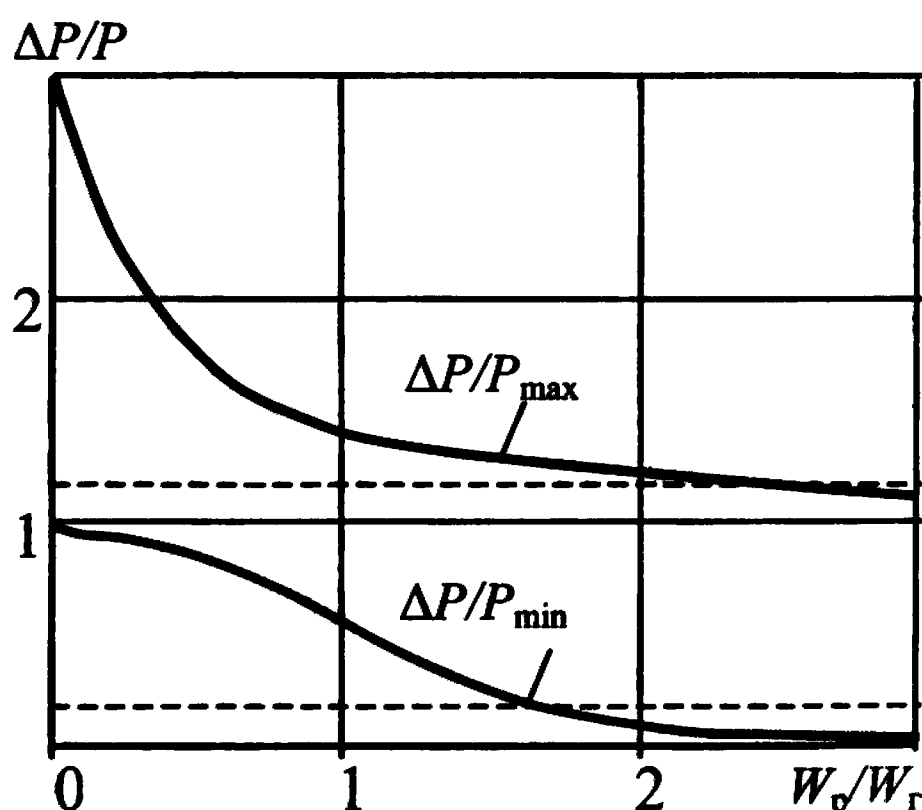


Рис. 2.8. Изменения относительных заброса и провала тяги от относительного объема ресивера

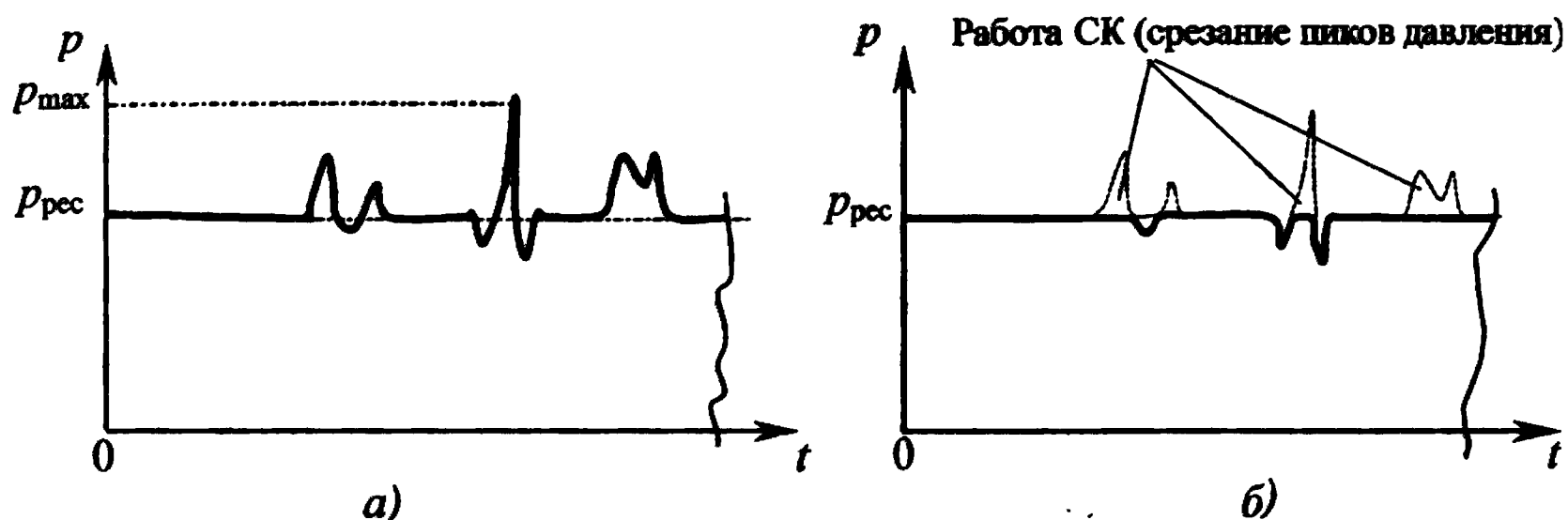


Рис. 2.9. Характер изменения давления в ресивере:

а – для схемы без использования СК; *б* – для схемы с использованием СК

В 70-х годах большая надежда возлагалась на следующий способ. При переходе на режим большой тяги кратковременно, частично или полностью перекрывается $F_{кр}$. При достижении давления в КС, соответствующего режиму большой тяги, $F_{кр}$ увеличивается до величины, соответствующей этому давлению, при переходе на режим малой тяги – наоборот. Описанный способ (так называемое перерегулирование), как показали расчеты и эксперименты, действительно сокращает *длительность* переходных процессов, но не позволяет эффективно воздействовать на импульс тяги на спадах, так как накопленная в КС на момент начала спада масса газа не может быть уменьшена и создает определенный импульс. Однако такой способ, как показали численное моделирование и огневые стендовые испытания (ОСИ), имеет существенные недостатки: в момент перехода с P_{max} на P_{min} значение тяги в 2 ... 3 раза превышает P_{max} , а при переходе с P_{min} на P_{max} наблюдается «обнуление» тяги. Тем не менее подобные способы при точном описании динамических процессов в конкретной ЭУТТ находят реальное использование.

Еще один способ, который также предлагался для использования, заключался в изменении площади критического сечения регулятора по специальному закону. Суть его заключается в следующем. Поскольку при уменьшении скорости изменения $F_{кр}$ уменьшается величина заброса (как это следует из уравнения (2.7)), то это изменение можно спланировать таким образом, чтобы

расход при забросе не превышал допустимых значений забросов, например 10 %. В этом случае, несмотря на изменение $F_{кр}$, можно считать, что продолжается стационарный режим. Однако данное предложение неприемлемо для большинства типов ЭУТТ, поскольку момент начала смены режимов, длительность стационарных участков заранее неизвестны и определяются системой управления в процессе полета на основе анализа оперативной информации. Предлагаемый же процесс основан на предварительном знании *начального и конечного моментов программированного* изменения $F_{кр}$, т.е. по сути противоречит оперативному управлению.

Для ликвидации забросов тяги и исключения переходных процессов (J. Cohen в работе [79]) был предложен принципиально иной подход, основанный на использовании топлива с отрицательным показателем степени расширения в законе скорости горения. Однако, как будет показано далее, при использовании таких топлив в процессе регулирования также возникают пики и провалы тяги и другие проблемы, делающие невозможным применение в ЭУТТ данных топлив [69].

Перечисленные способы улучшения качества переходных процессов являются недостаточно эффективными, что вызывает необходимость поиска иных решений. Одним из таких решений может стать усовершенствование схемы ЭУТТ путем введения дополнительной аккумулирующе-питающей емкости (АПЕ) 5, вход и выход которой соединены через регулирующие клапаны 4 и 6 с ГГ 1 и ресивером малого объема 3 в обход регулятора режима 2 (рис. 2.10).

Эффект от введения АПЕ заключается в том, что избыток расхода, приводивший к пику тяги при переходе на пониженный режим, направляется не к соплам, а в емкость 5 и аккумулируется в ней; и наоборот, при провале тяги накопленные в ней продукты сгорания добавляются к основным ПС и истекают через сопловые блоки.

Такая схема, пренебрегая неизбежными (малыми) утечками через клапаны 6 и 4, исключает потерю газа, как это происходит при использовании предохранительного клапана. Для этой схемы система дифференциальных уравнений, описывающая работу ЭУТТ, дополняется следующими зависимостями:

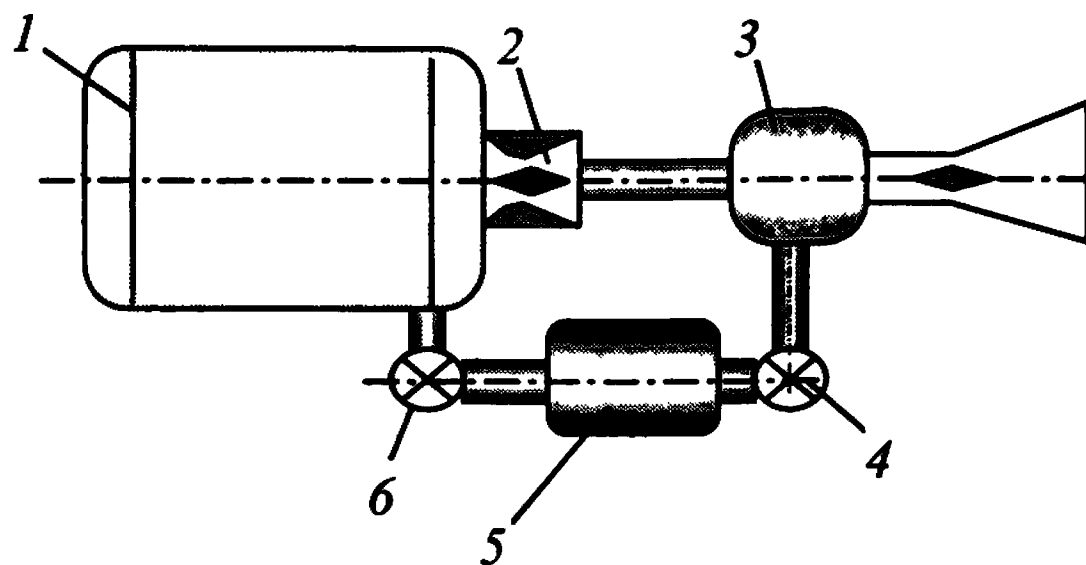


Рис. 2.10. Схема ЭУТТ с аккумулярующе-питающей емкостью:

1 – ГГ; 2 – регулятор режима; 3 – ресивер;
4, 6 – клапаны; 5 – аккумулярующая емкость

$$\frac{dm_{\text{КЛ}}}{dt} = \begin{cases} \frac{B(k_1)F_{k1}(t)p_1(t)}{\sqrt{\chi RT}} & \text{при переходе с } P_{\text{max}} \text{ на } P_{\text{min}}, \\ \frac{B(k_1)F_{k2}(t)p_{\text{КЛ}}}{\sqrt{\chi RT}} & \text{при переходе с } P_{\text{min}} \text{ на } P_{\text{max}}, \end{cases}$$

$$W_{\text{КЛ}}P_{\text{КЛ}} = m_{\text{КЛ}}RT, \quad (2.10)$$

$$\frac{dm_2}{dt}(P_{\text{max}} \rightarrow P_{\text{min}}) = \frac{dm_1}{dt} - \frac{dm_{\text{cl}}}{dt} - \frac{dm_{\text{КЛ}}}{dt};$$

$$m_{\text{КЛ}} = \begin{cases} m_{\text{КЛ}} + \int_{t_1}^{t_1+\tau} \frac{dm_{\text{КЛ}}}{dt} dt & \text{при переходе с } P_{\text{max}} \text{ на } P_{\text{min}}, \\ m_{\text{КЛ}} + \int_{t_2}^{t_2+\tau} \frac{dm_{\text{КЛ}}}{dt} dt & \text{при переходе с } P_{\text{min}} \text{ на } P_{\text{max}}, \end{cases} \quad (2.11)$$

$$\frac{dm_3}{dt} = \frac{dm_1}{dt} - \frac{dm_2}{dt} + \frac{dm_{\text{КЛ}}}{dt},$$

где $p_{\text{КЛ}}$, $W_{\text{КЛ}}$, $m_{\text{КЛ}}$ – соответственно давление, объем и масса газов в АПЕ; $F_{k1}(t)$, $F_{k2}(t)$ – законы изменения площадей проходных сечений клапанов на выходе из ГГ и на входе в ресивер соответственно.

В качестве АПЕ можно использовать опорожненный ГГ предварительного режима (в некоторых типах ЭУТТ такие ГГ есть) либо специальную емкость. Большое значение имеет соответствующий выбор законов изменения проходных сечений $F_2(t)$, $F_{k1}(t)$, $F_{k2}(t)$ и их взаимной последовательности срабатывания. Для примера на рис. 2.11 представлены принятые в расчетах циклограммы взаимодействия регуляторов расхода топлива и клапанов.

Из графиков видно, что степень перерегулирования тяги и длительность переходных режимов не выходят за допустимые ограничения.

Дальнейшим логическим развитием рассмотренной схемы является газобаллонная ЭУ [23], представляющая собой ресивер, наддуваемый посредством батареи газогенераторов при срабатывании одного из них (рис. 2.12). Главным отличием от предыдущей схемы является то, что время наддува ресивера на 1 ... 2 порядка меньше времени его опорожнения при работе. При разнесенности во времени «мгновенного» газоприхода и медленного расхода исчезает главный недостаток управляемых ЭУТТ – взаимовлияние противоречивых обратной зависимости между $F_{кр}$ и

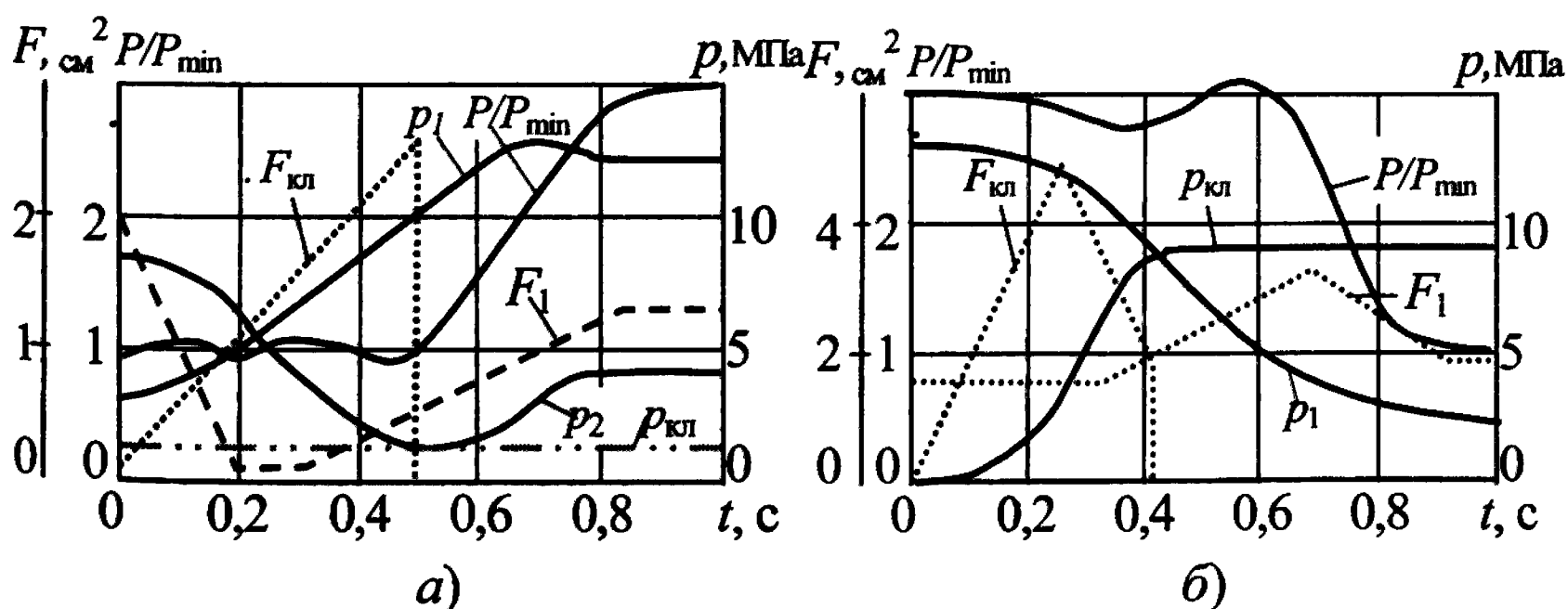


Рис. 2.11. Изменение основных параметров ЭУТТ с АПЕ в течение переходных процессов:

a – переключение с P_{min} на P_{max} ; b – переключение с P_{max} на P_{min}

давлением в камере сгорания, с одной стороны, и прямой зависимости между тягой и $F_{кр}$ (при квазипостоянном, т.е. не успевающим измениться, давлении), с другой стороны. При работе газобаллонной установки наблюдается только прямая зависимость между тягой и $F_{кр}$. Давление при этом либо не меняется вообще (редукторная схема – рис. 2.12, а), либо пренебрежимо мало (с точки зрения переходных процессов) уменьшается (безредукторная схема – рис. 2.12, б). Физика процессов при этом становится элементарной: открылся клапан – появилась тяга (без всяких задержек!), уменьшилась проходная площадь клапана – сразу же уменьшается тяга. То есть газобаллонная схема полностью исключает переходные процессы, какие-либо забросы при резкой смене режимов. Время изменения режимов работы зависит только от быстродействия клапана. А точность регулирования превосходит не только все известные схемы РДТТ, но и, ввиду того, что отсечной клапан максимально приближен к соплу, все известные схемы ЖРД. У ЖРД при отсечке тяги необходимо не только опорожнение камеры сгорания, но и борьба с остатками жидких компонентов между отсечными клапанами и форсуночным блоком (требуется специальные устройства продувки, лишь частично решающие проблему). Суммарное время работы газобаллонной установки может составлять несколько тысяч секунд ввиду исключения зависимости между временем работы и реализованной скоростью горения топлива.

Таким образом, полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

1. Динамические характеристики ЭУТТ, управляемых изменением площади критического сечения (т.е. степень перерегулирования тяги при переходе с одного стационарного режима работы на другой и длительность переходных процессов), велики по сравнению с подобными характеристиками ЖРД за счет наличия обратной зависимости между $F_{кр}$ и давлением в камере сгорания, а также за счет большого (изменяющегося по времени работы) свободного объема камеры сгорания.

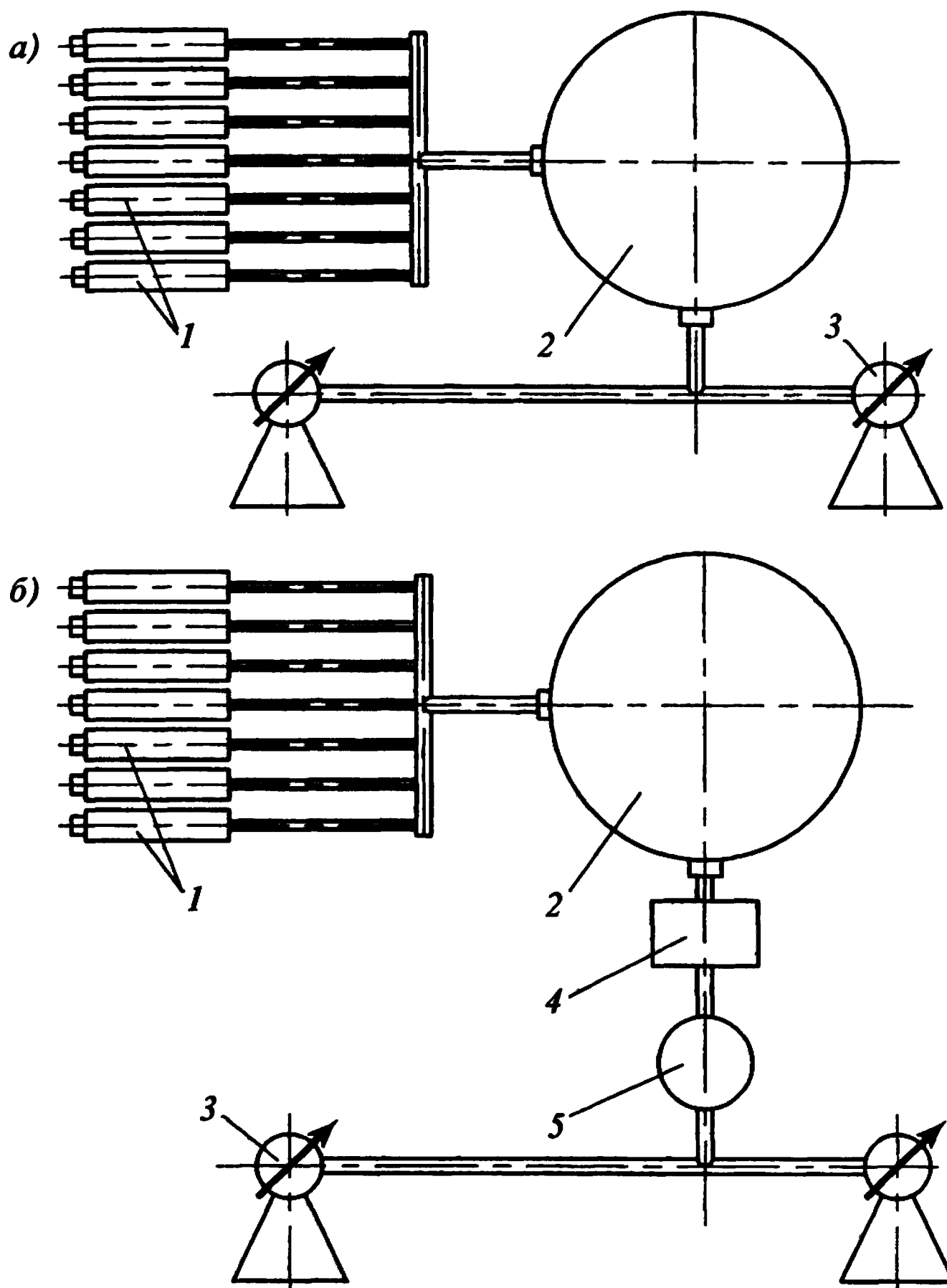


Рис. 2.12. Газобаллонная энергетическая установка:
 а – безредукторная схема; б – редукторная схема;
 1 – газогенераторы; 2 – ресивер; 3 – клапаны-микросопла;
 4 – редуктор; 5 – расходный ресивер-демпфер

2. Изменение показателя в законе скорости горения влияет противоположным образом на степень перерегулирования и длительность переходных процессов, т.е. улучшение одного параметра ведет к ухудшению другого.

3. Улучшение динамических характеристик возможно за счет усложнения конструкции и ухудшения массовых характеристик ЭУТТ.

4. Максимальное улучшение динамических характеристик достигается в газобаллонных схемах (см. рис. 2.12, 3.31, 10.14, 10.17).

2.1.3. ДУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЗАРЯДОВ ИЗ ТОПЛИВ С $v < 0$ И БИСТАБИЛЬНЫХ ТОПЛИВ

ДУ с зарядами с обратной зависимостью скорости горения от давления. В начале 60-х годов было обнаружено и описано в научной литературе [2,34] явление обратной зависимости скорости горения от давления. На рис. 2.13 показана характерная зависимость $u = f(p)$ для топлива, имеющего участок кривой в диапазоне от p_1 до p_2 с $v < 0$ (вне этого диапазона – обычный закон скорости горения).

Следствие подобной закономерности (см. рис. 2.13) – для данного топлива одна и та же скорость горения может быть получена при двух или даже трех уровнях давления. Например, значение u_x реализуется при $p_{xн} < p_1$, $p_1 < p_{xср} < p_2$ и $p_{xвыс} > p_2$.

Механизм этого явления окончательно не установлен, хотя существует несколько гипотез, его объясняющих. Суть некоторых из них изложена ниже.

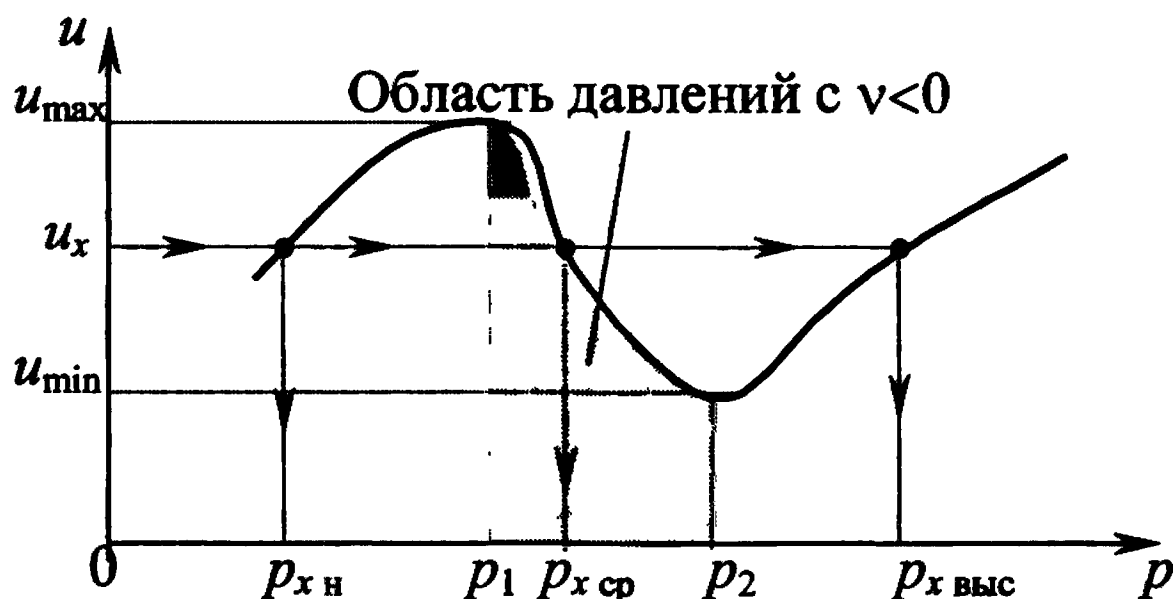


Рис. 2.13. Зависимость $u = f(p)$ для топлива с участком $v < 0$

Вначале интерес к таким составам проявили разработчики обычных (нерегулируемых) РДТТ, поскольку это позволяло существенно сократить внутрибаллистические разбросы. Наличие обратной зависимости скорости горения от давления позволяет использовать их для создания ракетных зарядов с улучшенными, благодаря меньшим разбросам по давлению и времени, баллистическими свойствами. Действительно, по данным работы [62], среднеквадратичное отклонение давления σ_p/p для нерегулируемого РДТТ можно определить по формуле

$$\sigma_p/p = \frac{1}{1-\nu} \sqrt{\left(\frac{\sigma_u}{u}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_\rho}{\rho}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{RT}}{RT}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_F}{F}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_\varphi}{\alpha A}\right)^2}. \quad (2.12)$$

Поскольку подкоренные выражения формулы (2.12) независимо от знака и численного значения ν практически равны (отличия для разных топлив не превосходят 5 ... 10 %), то разница в величине σ_p/p между ними будет определяться лишь множителем $\frac{1}{1-\nu}$. Отсюда отношение среднеквадратичных отклонений давлений сопоставляемых РДТТ можно представить в виде $1-\nu^-/1-\nu^+$, где ν^- и ν^+ – показатели степени с отрицательным и положительным значением. При традиционных значениях показателя $\nu^+ < 0,4$ для топлив, использующихся для нерегулируемых РДТТ, и при принятии для топлива с обратной зависимостью скорости горения значения $\nu^- = -2,0$ разбросы отличались бы в 5 раз! Следовательно, при переходе к использованию топлива с отрицательным ν можно было бы ожидать, благодаря существенному сокращению разбросов внутрибаллистических характеристик (ВБХ) в несколько раз, повышения энергобаллистической эффективности РДТТ.

Вслед за разработчиками обычных РДТТ повышенный интерес к топливам с обратным законом скорости горения от давления стали проявлять и специалисты-разработчики в области ЭУТТ. Особенно интерес возрос после публикации работы [80], в которой на основании сравнительного анализа результатов расчета пере-

ходных процессов при смене режима сделан вывод, что качество переходных процессов для топлив с $\nu = -2,5$ существенно лучше, чем для обычного топлива с $\nu = 0,8$. На рис. 2.14 показан характер переходных процессов для обоих вариантов [80]. На графике видно, что как длительность перехода для топлива с $\nu < 0$, так и качество процессов (за счет ограничения величины взрыва и провала тяги) существенно превосходят эти показатели для топлива с обычным ν (Δt^+). Более короткое время переходных процессов для топлив с отрицательным ν дали повод J. Cohen [79] условно называть их топливами с нулевой задержкой.

Другим преимуществом топлива с отрицательным показателем в законе скорости горения (при равных с обычным составом энергетических, механических, эксплуатационных характеристиках в сочетании с требуемым диапазоном изменения скорости горения при оптимальном показателе ν) считается ограничение диапазона рабочих давлений и смещение этого диапазона в область более низких значений. Это положение иллюстрируется графиками, представленными на рис. 2.15 [80].

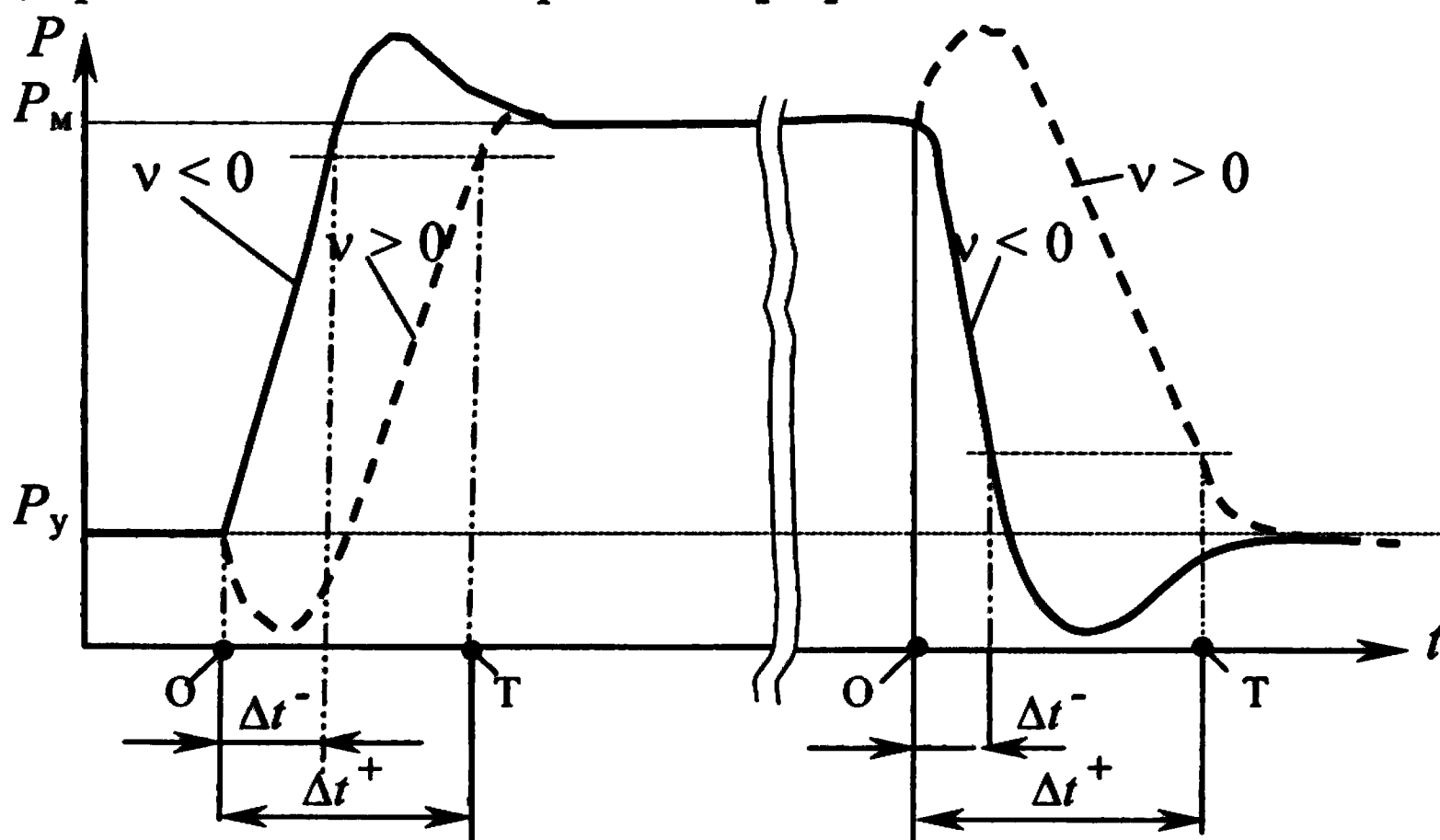


Рис. 2.14. Характер переходных процессов в ЭУТТ. Моменты «О» и «Т» соответствуют началу и концу переходного периода Δt при достижении 0,9 (1,1) от номинального значения тяги P [80]

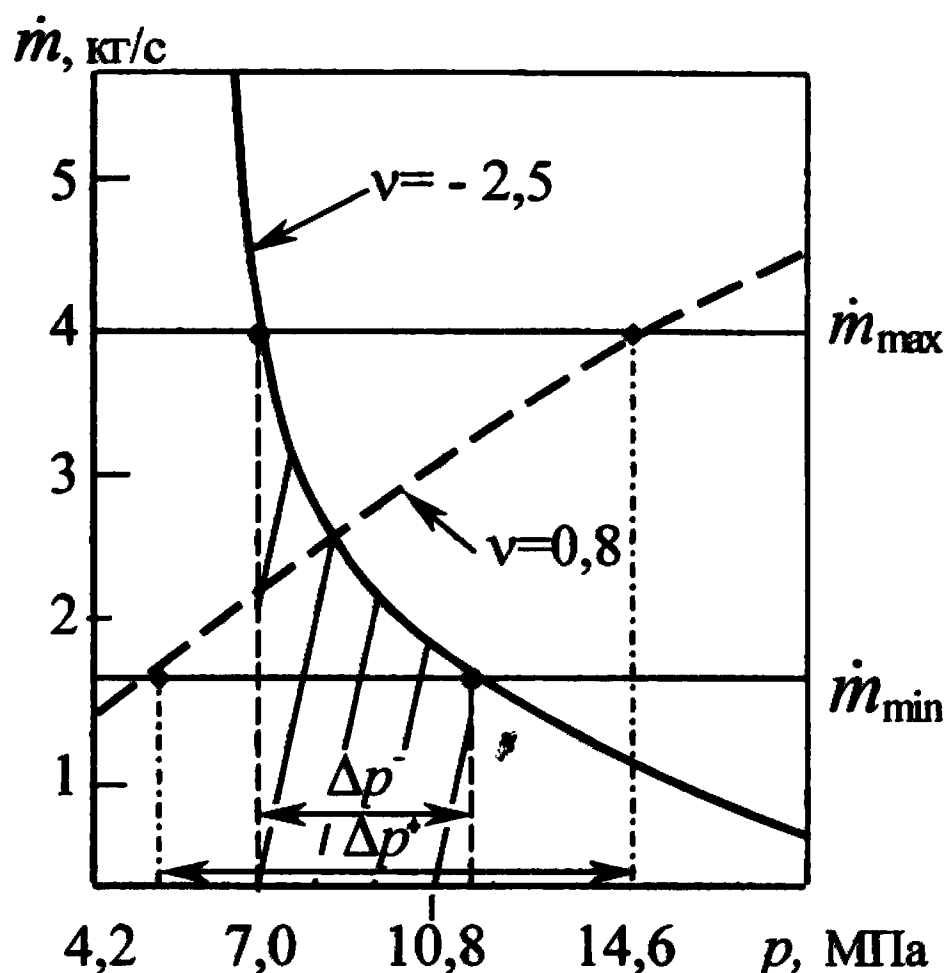


Рис. 2.15. Взаимозависимость между расчетной глубиной регулирования по массовому расходу и заданным диапазоном регулирования давления для вариантов ЭУТТ с зарядом с $v < 0$ и с $v > 0$

Следовательно, при подтверждении реализации предполагаемого значения максимального уровня давления двигательная установка с зарядом из топлива с $v < 0$ должна обладать меньшей массой конструкции двигателя, а значит, иметь и более высокую энергобаллистическую эффективность в сравнении с «классическим» вариантом ($v \sim 0,8$).

У отечественных специалистов идея о целесообразности и эффективности использования данных топлив в перспективных ЭУТТ имела как сторонников, так и противников. Одни, отмечая достоинства топлива (когда направления заброса и требуемого изменения тяги совпадают), тем не менее считали, что в разработках ДУ глубокого регулирования невозможно использование топлив с $v < 0$ из-за малого диапазона давлений, в котором реализовано $v < 0$, и отсутствия доказательств принципиальной возможности его расширения. Другие, наоборот, доказывали, что в случае реализации оптимальных параметров топлива ($v = -2 \dots -3$ для $p = 1,5 \dots 5$ МПа,

$u_{\max} \approx 8$ мм/с) можно отказаться от системы стабилизации параметров, снизить массу конструкции камеры сгорания, значительно увеличить глубину регулирования (вплоть до 30!) и т.д. Поддержали принципиальную необходимость исследования эффективности в ЭУТТ топлив с $\nu < 0$ специалисты ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева». Убеждения ряда экспертов в преимуществах использования топлив с $\nu < 0$ перед обычными инициировали их разработку. Как в России, так и в США создали ряд экспериментальных топлив. Например, в США концерном «Aerojet Solid Propulsion Co» получен ряд составов смесевых топлив (как безметаллических, так и с различным содержанием алюминия и модификаторов), имеющих высокий удельный импульс – до 2600 м/с, плотность $\rho \approx 1,7 \cdot 10^3$ кг/м³, показатель степени в законе скорости горения $-2,5$ в интервале давлений 7 ... 11 МПа [79]. Описанное Ху Венганом [95] топливо марки SO4-5A, имеющее показатель $\nu = -0,19$, вероятнее всего, является китайской разработкой (прямых ссылок на принадлежность этого топлива КНР не было найдено). В России работа по созданию составов с $\nu < 0$ проводилась разными НИИ, в том числе ФНПЦ «Алтай» [22, 52].

Собранные данные показывают, что разработанные в разных странах составы топлив имеют достаточно широкий диапазон баллистических характеристик с энергетическими характеристиками и плотностью, не уступающими традиционным топливам.

Особенность процесса смены режимов для двигательной установки с зарядом из топлива с $\nu < 0$ заключается в том, что изменение площади критического сечения сопла производится в том же направлении, в каком необходимо менять тягу или расход. То есть при необходимости увеличения тяги площадь критического сечения следует увеличивать, а не уменьшать, как в классическом варианте, и наоборот.

Ключевым звеном в теории проектирования РДТТ является знание механизмов горения твердого топлива, что позволяет с той или иной точностью прогнозировать процесс, его развитие и текущие характеристики РДТТ [6, 7, 38, 64, 67, 76 – 78]. Традиционные теории горения исходят из справедливости базисного закона

Аррениуса: с увеличением давления в КС интенсифицируются скорости химических реакций и, следовательно, растет скорость горения. Наличие большого фактического материала по реализации для некоторых топлив в определенном диапазоне давлений обратной зависимости $u = f(p)$ не может быть объяснено с позиции этого закона, но нельзя полагать и обратное, что закон Аррениуса для этих топлив нарушается. Поэтому раскрытие механизма горения топлив с обратной зависимостью имеет фундаментальное значение для принятия решения о целесообразности или нецелесообразности их использования в ЭУТТ. Вместе с тем более глубокое исследование особенностей горения подобных топлив, выходящее далеко за рамки данной книги, может способствовать созданию наиболее обобщенной теории горения смесевых топлив.

Анализ имеющейся информации свидетельствует об отсутствии единого мнения у специалистов по данному вопросу. Так, например, в работе [34] при построении теоретической модели процесса горения А.Д. Марголин исходил из *взаимодействия двух стадий горения*: «...скорость горения большинства порохов...определяется главным образом процессами, протекающими в реакционном слое конденсированной фазы (первая стадия) и в смежной с ней стадии над поверхностью конденсированной фазы (вторая фаза), где горит дымогазовая или газовая смесь». Путем математических преобразований он получил выражение для v , зависящего от v_1 в первой стадии, и v_2 – во второй, а также коэффициентов a_1 и a_2 , отражающих суммарную кинетику процесса и закономерности массо- и теплообмена:

$$v = \frac{a_2 v_2 - a_1 v_1}{a_2 - a_1}.$$

Из этой выведенной им формулы следует, что $v < 0$ получается в случае, когда $a_2 < 0$; $v_1 > v_2$. Эти условия означают, что «...при увеличении давления расстояние между стадиями растет, а скорость горения во второй стадии уменьшается при удалении ее от первой. Уменьшение скорости распространения второй стадии при удалении от первой может быть, например, в том случае, если во

второй стадии идут реакции с участием маложивущих активных центров, образующихся в первой стадии». Описанная схема также допускает $v < 0$ при $v_1 > 0$ и $v_2 > 0$, если $v_2 > v_1$, $a_1 > 0$, $a_2 > 0$. Как следует из приведенных здесь выдержек из работы [32], эта модель в теоретическом плане была ориентирована на баллиститные (гомогенные) составы и не может быть перенесена на современные смесевые топлива для ЭУТТ.

В последующие годы эта гипотеза экспериментального подтверждения не получила (эксперименты с системой «плексиглас – BaO_2 » в расчет принять нельзя).

Совершенно иной подход к описанию механизма скорости горения дан в работе [2]. Доказательство построено на основе экспериментальных наблюдений за горением систем, сопровождавшихся образованием большого объема конденсированного остатка топлива. Рассмотрен случай, когда при горении топлива конденсированный остаток образует *плотный слой* толщиной x_x (через который прорываются пузырьки или струи газовых полупродуктов), а при $x > x_x$ слой разрыхляется. Было высказано мнение, что «...возможны случаи, когда при увеличении давления толщина плотного слоя остатка x_x должна расти. Если на поверхности имеется слой *вязкой жидкости* или слипшихся частиц, то унос остатка происходит в результате разрыва вязкой пленки при выходе пузырька на поверхность. При таком режиме унос пропорционален потоку пузырьков и квадрату радиуса пузырьков. Чтобы толщина слоя остатка была стационарной, она должна быть не слишком большой – такой, чтобы на длине еще происходило существенное расширение пузырька. Пока давление в камере меньше давления, при котором зона реакции «садится» на плотный слой остатка (p'), скорость горения пропорциональна p' и увеличение x_x не сказывается ни на скорости горения, ни на ее зависимости от давления. Однако при давлении больше, чем p' , рост x_x должен привести к снижению скорости горения. По мере дальнейшего повышения давления либо произойдет затухание горения, либо горение проникнет внутрь слоя остатка, т.е. произойдет переход от одного режима горения к другому». Особый интерес представляет утвер-

ждение о том, что «...системы, для которых $v < 0$, должны быть чувствительны к воздействиям, влияющим на толщину и плотность конденсированного остатка». Фактически были предвосхищены очень важные особенности поведения в процессе горения топлив с отрицательным v (например, влияние поля массовых сил на характер горения).

Вышеперечисленные работы, несмотря на принципиальные различия в подходах, имеют общую посылку – структура поверхности горящего топлива является существенной и должна учитываться при разработке физической или математической модели процесса горения топлива. В подавляющем большинстве моделей, предложенных для стационарного или нестационарного горения ТТ, в сущности рассматривается плоская, «обезвоженная и гомогенная поверхность горения», характеризующаяся одной простой зависимостью Аррениуса, которая описывает химический процесс выгорания *всей поверхности*. В случае смесевых топлив это упрощение, как считают Т. Boggs и R. Derr, не позволяет описать процесс горения полностью. Одно из оправданий для такого упрощения заключается в возможности сведения сложной модели к более понятному математическому представлению. Другая причина – отсутствие достаточной информации, характеризующей структуру поверхности. Проведенные Т. Boggs и R. Derr изящные, тонкие экспериментальные исследования с использованием высокоскоростной киносъемки с большим увеличением и дополнительным исследованием после гашения с помощью растрового микроскопа нескольких составов смесевых топлив, состоящих из ПХА и связующих полиуретана либо полибутадиена с концевой карбоксильной группой, позволили пролить свет на реальную картину структуры поверхности горения. Из полученных результатов интерес представляют следующие. Обнаружена *способность связующего переходить в расплавленное состояние*. (Впервые это явление обнаружил и описал Б.П. Жуков в 50-х годах XX века.) При этом скорость выгорания связки при низких давлениях (0,7 ... 1,4 МПа) больше скорости ПХА, а при высоких (4,2 ... 5,6 МПа), наоборот, меньше.

При этих давлениях расплавленная связка натекает на поверхность кристаллов ПХА, препятствуя их горению и приводя к прекращению горения. ПХА также покрывается тонким расплавленным слоем с пузырьковыми образованиями (типичными при дефлаграции). Газы, образующиеся при разложении внутри расплавленного слоя, при быстром сбросе давления расширяются, вызывая пузырьковое образование в виде «замороженного» ПХА.

Аналогичные (в качественном отношении) результаты применительно к смесевому топливу, но с окислителем не из ПХА, а с нитратом аммония получены в ряде исследований, проведенных N.S. Cohen и C.F. Price [76]: при давлении ниже 10 МПа на поверхности горения образуется слой расплава связующего вещества. При увеличении давления выше некоторого критического значения наступает другая фаза, когда эндотермические реакции на поверхности прекращаются, слой расплава начинает выгорать, после чего на поверхности образуются раковины, а это, в свою очередь, приводит к резкому изменению закона горения топлива. Расчетные данные по закону скорости горения в интересующем интервале приведены на рис. 2.16 [76].

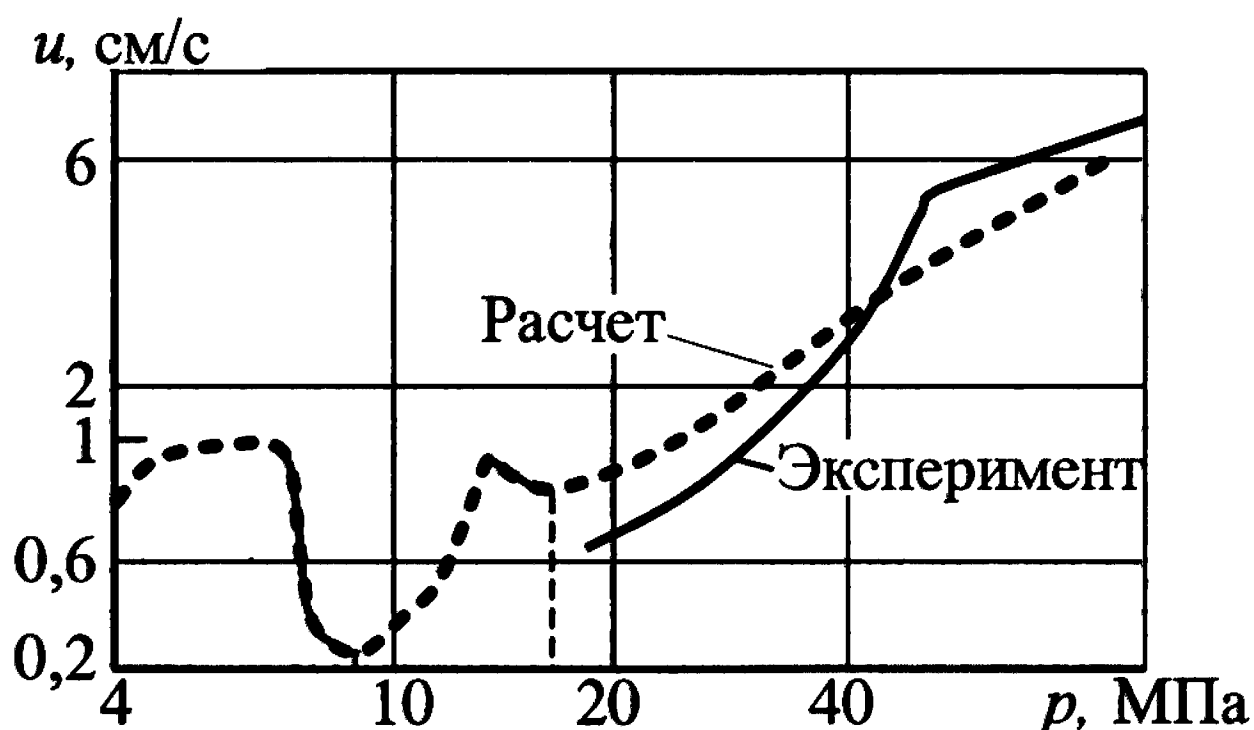


Рис. 2.16. Зависимость скорости горения от давления для топлива на основе нитрата аммония [76]

Появление на поверхности горения смесевых топлив расплава связующего не частный случай. О этом свидетельствуют и материалы других экспериментальных исследований. Например, немецкие исследователи J.A. Steinz и H. Selzer провели экспериментальные исследования по выяснению механизма гашения смесового топлива на примере состава, содержащего 76 % ПХА и 24 % связующего на основе полибутадиена с концевой карбоксильной группой, при исходном давлении $\sim 4,5$ МПа [93]. При описании различных сторон процессов горения и гашения они привели документальные свидетельства наличия на поверхности топлива жидкого расплава связующего толщиной несколько микрометров.

Среди исследователей оригинальностью взгляда на теорию горения топлив с $v < 0$ выделяется Ху Венган [95, 96]. Он выдвинул физико-химическую модель горения смесевых твердых топлив, которая во многом позволяет объяснить феномен аномальной зависимости $u = f(p)$. Суть предложенной им модели заключается в том, что поверхность горения условно разбивается на две области: *а* – обычную, т.е. описываемую в традиционных моделях; *б* – особую, где образуются участки с расплавом связующего материала, которые частично закрывают поверхность горения окислителя. Для упрощения математической модели эти области считаются независимыми друг от друга (рис. 2.17).

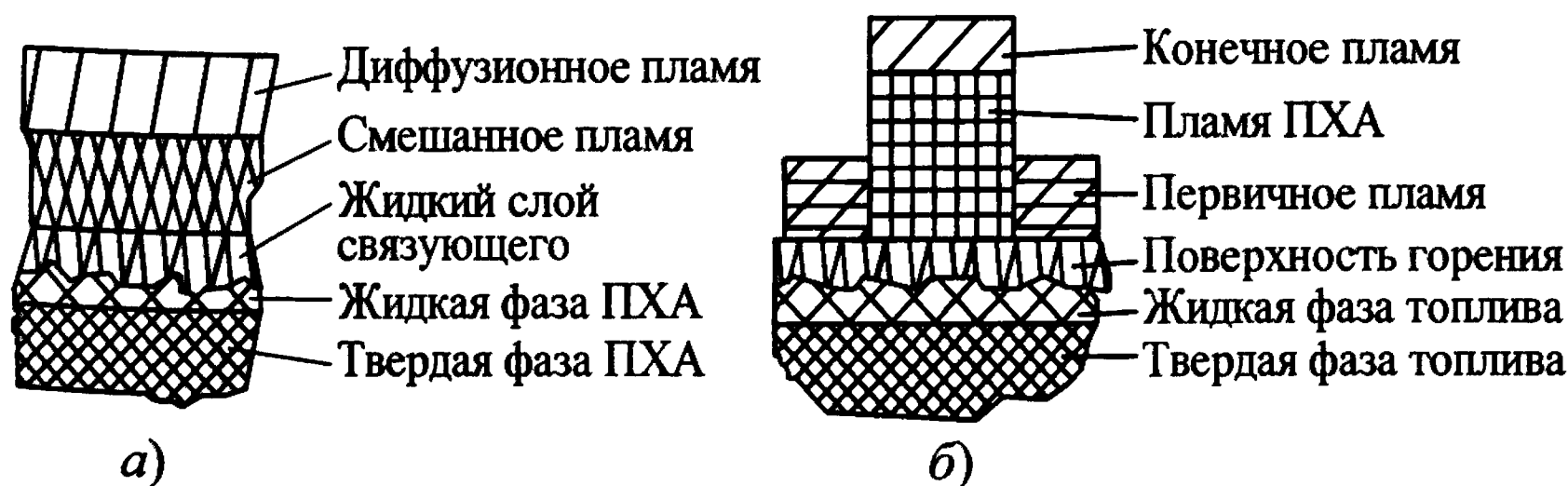


Рис. 2.17. Одноразмерная модель горения по Ху Венгану:
а – обычная область; *б* – особая область

Процессы сгорания в этих зонах разделяются на три этапа, которые происходят в трех зонах соответственно (рис. 2.18): твердая фаза, которая подвергается нагреву; газовая фаза, которая включает диффузию, смешение и химическую реакцию; конденсированная фаза, которая включает реакцию конденсированной фазы, газификацию окислителя и пиролиз связующего материала. (Зона конденсированной фазы представляет собой промежуточный слой между зонами твердой фазы и газовой фазы.)

При анализе первой зоны также учитывается корка расплавленного связующего материала на поверхности окислителя и, следовательно, встречная газификация и реакция конденсированной фазы, покрытой коркой окислителя в зависимости от давления горения.

В последнее время отечественные специалисты, как и Ху Венган, проявление обратной зависимости скорости горения от давления связывают в основном с образованием в определенном диапазоне давлений расплава связующего на поверхности горения. По их мнению, расплав появляется за счет изменения соотношения скорости выгорания ПХА и связующего, что приводит к возникновению теплового барьера, а следовательно, и к снижению скорости горения топлива.

Таким образом, на основании анализа работ, посвященных установлению механизма проявления обратной зависимости, наиболее убедительной представляется гипотеза, основанная на пре-

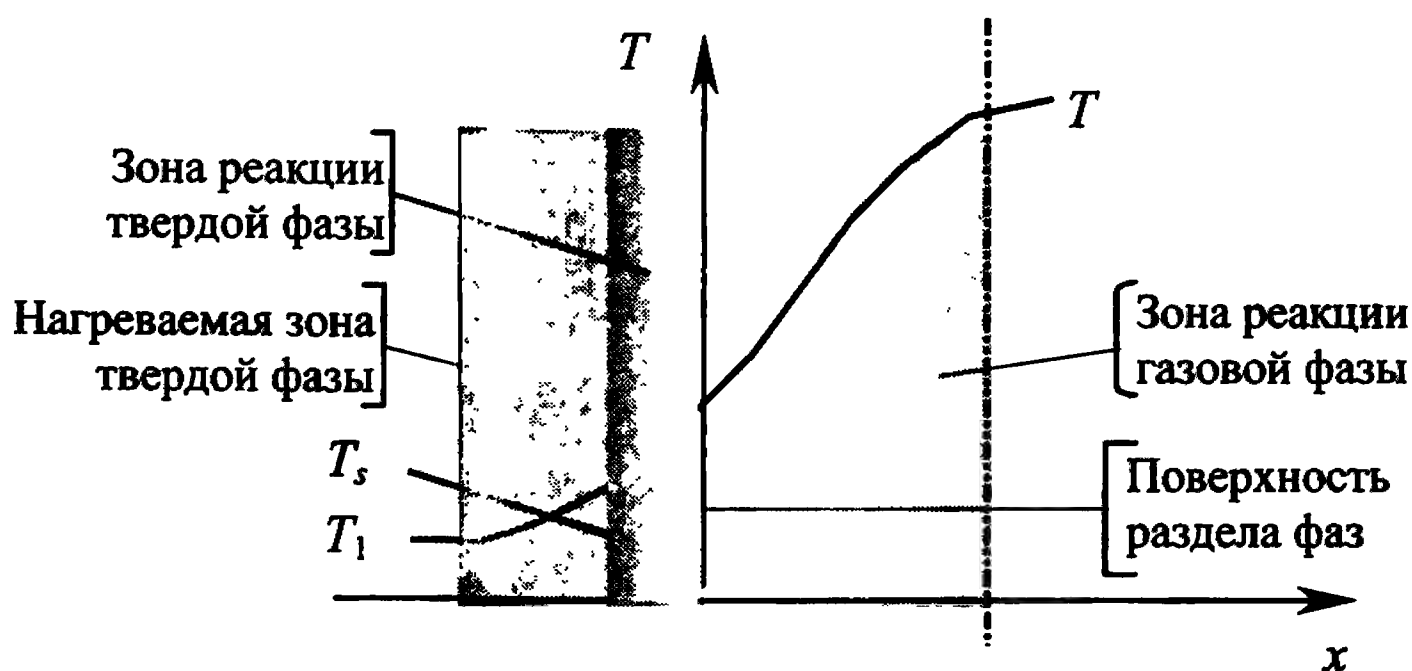
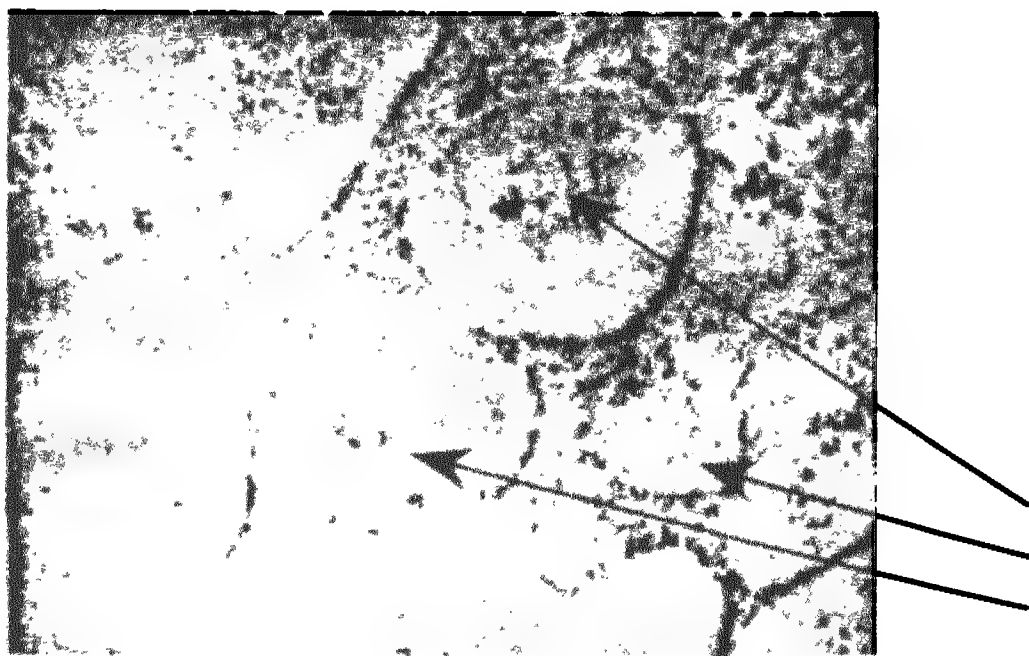


Рис. 2.18. Одномерная модель горения в стационарном режиме

имущественно физическом механизме уменьшения скорости горения с увеличением давления (хотя фактор химического влияния не исключается), связанным с частичным покрытием поверхности горения расплавом связующего. Эту версию подтвердили наблюдения за поверхностями зарядов после гашения (до гашения рабочий процесс осуществлялся в интервале давлений с $v < 0$) и косвенно – на основании анализа результатов, полученных во время экспериментов. Первый аргумент в пользу этой версии: у составов, проявляющих обратную зависимость скорости горения от давления, после их гашения обнаружено частичное покрытие поверхности коркой из застывшего расплава одного из компонентов, входящего в состав топлива. На рис. 2.19 приведена фотография части плоской поверхности топлива после гашения [95], а на рис. 2.20 – фотография части боковой поверхности кратера, образовавшегося в процессе эксперимента, проведенного в ОКБ «Темп» [72].

Сравнение этих фотографий показывает, что образовавшиеся в результате гашения поверхности, несмотря на разные составы применявшихся топлив и условия опытов, во многом сходны. Так, в структуре обеих поверхностей видны одинаковые округлые (каплевидные) образования. То есть физические процессы в зоне раздела твердой и газообразной фаз, сопровождающие горение этих составов, по всей видимости, аналогичные.



**Рис. 2.19. Фронтальная поверхность топлива после гашения [95].
(Стрелками показаны следы капель застывшего расплава.
100-кратное увеличение.)**

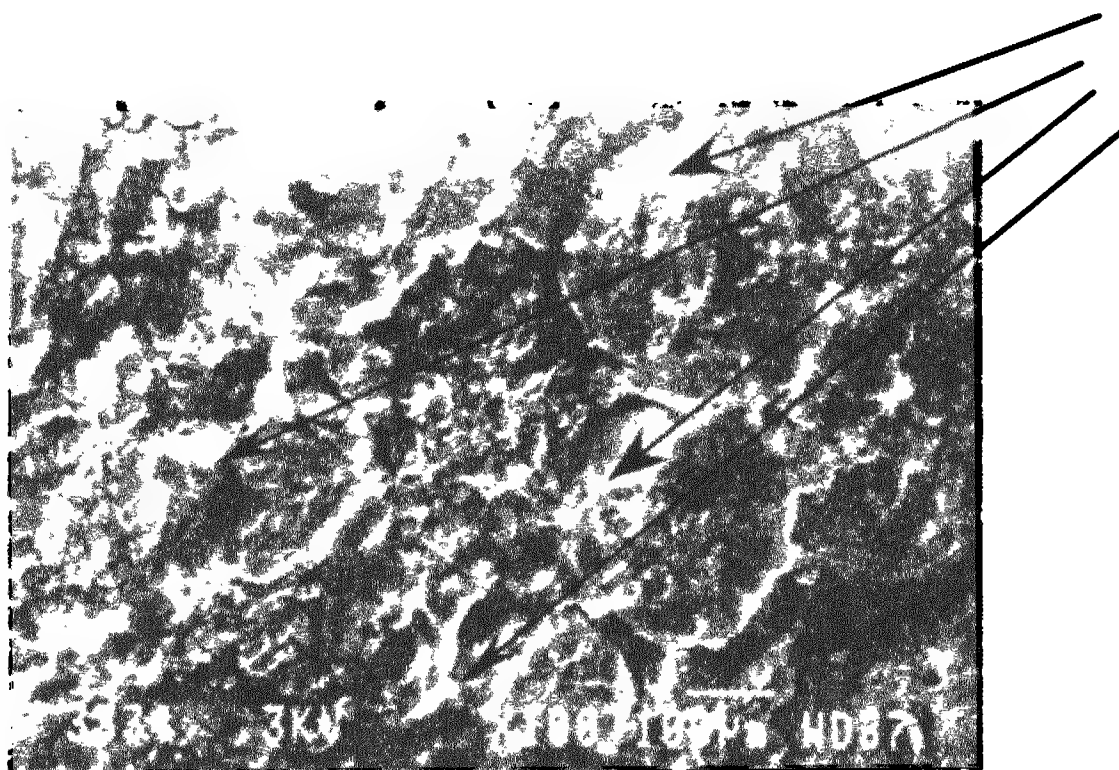


Рис. 2.20. Участок боковой поверхности кратера после гашения топлива [72]. (Стрелками показаны следы застывшего топлива. 100-кратное увеличение.)

Следует особо обратить внимание на то, что следы застывшего расплава, зафиксированные на стенках кратера поверхности горения (см. рис. 2.20), несмотря на большой угол наклона стенок к теоретической поверхности горения ($>50^\circ$), практически не вытянуты в направлении действия сил гравитации. Это свидетельствует либо о сильном сцеплении капель расплава с твердой поверхностью и хорошей смачиваемости поверхности в период существования капель, либо малой продолжительности жизни одиночной капли. Ограниченность статистического материала не дает возможности определить ни закон распределения капель по поверхности и по размерам, ни относительную величину поверхности, закрытой расплавом. Для одного конкретного единичного эксперимента (см. рис. 2.20) проведенная оценка показала, что доля поверхности, покрытой расплавом, составляет порядка 40 %.

На основе сопоставления разрозненных данных, включая приведенные выше, был сделан вывод, качественно совпадающий с выводом Ху Венгана, о том, что по крайней мере для некоторых составов в процессе горения в диапазоне рабочих давлений, в котором проявляется эффект $\nu < 0$, часть поверхности покрыта расплавом. Промежуточным результатом покрытия расплавом твер-

дой фазы могут быть и задержка развития во времени химических реакций на границе с расплавом, и их существенное замедление или и то и другое вместе в сочетании с уменьшенной скоростью «испарения» (или горения?) жидкой фазы. Неоднородность локальной скорости горения по поверхности заряда (если бы она и взаимное расположение разнородных участков оставались стабильными, неизменными) должна привести к искажению фронта горения, поскольку нарушаются условия эквидистантности перемещения свода. (Рельеф поверхности, формирующийся в некоторый момент времени, при неизменном расположении зон по поверхности и сохранении относительной доли расплава не может оставаться постоянным в процессе выгорания топлива. В противном случае поверхность по мере сгорания заряда будет лавинообразно нарастать с выходом внутрикамерных процессов из-под контроля.) Регистрируемые при огневом стендовом испытании (ОСИ) кривые давлений на большинстве стационарных режимов выглядят стабильными (без проявления низко- или высокочастотных видимых пульсаций), а после принудительного прерывания горения поверхность топлива визуально, т.е. на макроуровне, остается плоской (правда, только при определенной ориентации поверхности горения в процессе ОСИ). Для того чтобы при условии наличия на поверхности некоторой доли расплава получить стабильную работу ДУ, необходимо выполнить несколько условий. Одно из важнейших условий – попеременно должны покрываться расплавом то одни, то другие участки поверхности. Соотношение твердой и расплавленной частей поверхности при некотором стационарном давлении должно оставаться квазипостоянным благодаря непрерывному обновлению активно горящих и негорящих участков. Время обновления отдельно взятого участка расплава определяется длительностью существования капли от момента зарождения расплава на твердой поверхности до его газификации.

В свою очередь, длительность жизни капли зависит от ее толщины, давления, теплового потока, воспринимаемого каплей из зоны горения, теплового потока, передаваемого в расположенную под ней твердую фазу, температуры испарения, химического состава, скорости передачи тепла в тело заряда и скорости химиче-

ских реакций на этой границе и т.д. Размер и форма единичной капли, закон распределения расплава на поверхности, вероятно, зависят от структуры поверхности. Появление и исчезновение капель расплава на фиксированном участке при конкретном давлении будет проявляться через уменьшение интегрального расхода и уменьшение скорости перемещения фронта горения из-за дискретности горения. Схема процесса изображена на рис. 2.21.

Почему подобный эффект наблюдается не для всех смесевых топлив, а типичен только для единичных рецептур и только в ограниченном диапазоне давлений? Вероятно, это происходит из-за особых свойств одного из компонентов, входящих в рецептуру топлива, когда при нагревании поверхности он частично разлагается и расплавляется, но не удаляется с поверхности и не газифицируется со скоростью обычных. За счет инерционности, хорошей смачиваемости и за счет определенных теплофизических характеристик участок расплава некоторое время продолжает находиться на поверхности, уменьшая тем самым скорость разложения компонентов топлива и протекания химических реакций, расположенных под ним участков. Возможно также, что эти физические явления сказываются на уменьшении температуры темной зоны горения, что, в свою очередь, может приводить к замедлению или запаздыванию протекания химических реакций в приповерхностном слое топлива.

Причем наличие расплава начинает сказываться на проявлении обратной зависимости скорости горения лишь для доли покрытия, превышающей некоторый критический уровень. Так, для

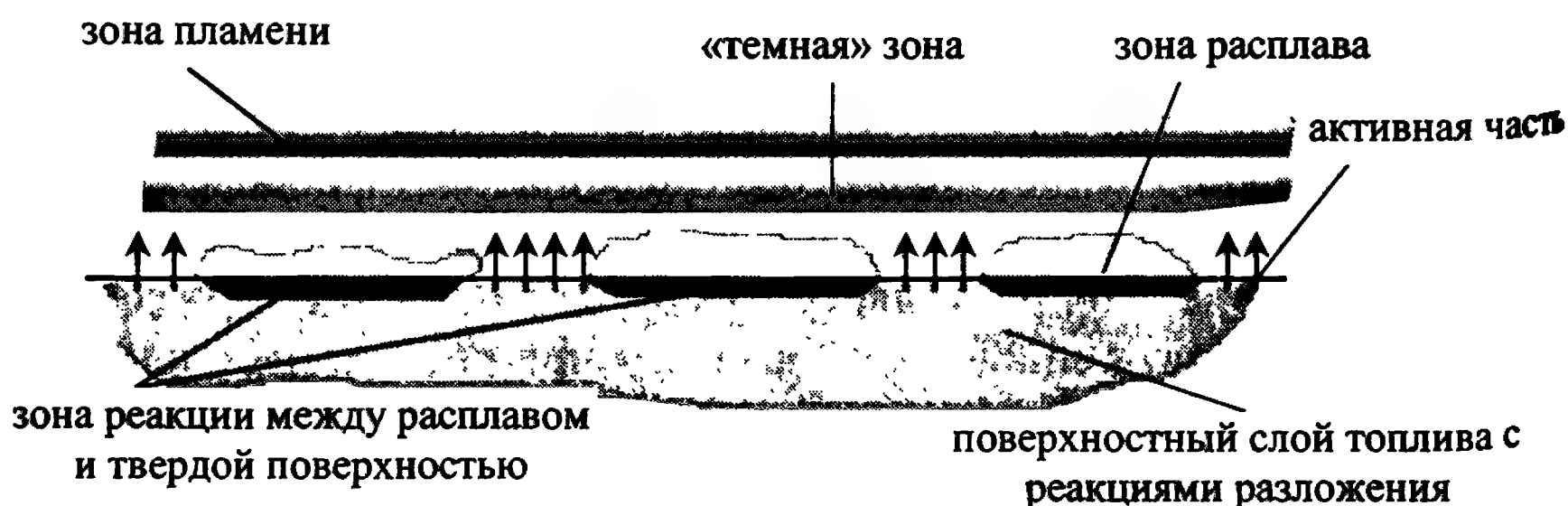


Рис. 2.21. Схема поперечного сечения зоны горения топлива с $v < 0$

топлива, описанного в работе [95], критическое значение находится в пределах 25 ... 33 %. Описанный процесс относился к некоторому постоянному уровню давления. Исходя из представленной гипотезы о состоянии поверхности горения эффект обратной зависимости $u = f(p)$ может быть объяснен следующим образом. При увеличении давления в камере сгорания, начиная с некоторого порогового, должно происходить увеличение суммарной площади расплава на поверхности, следствием чего должно стать уменьшение суммарного газоприхода. Однако какова первопричина увеличения доли расплава с ростом давления, насколько эта доля может возрасти, чем ограничен верхний уровень проявления данного эффекта? Эти вопросы требуют дополнительного изучения специалистами в области горения топлива.

Независимо от физических причин появления обратной зависимости практическое значение для разработчиков ЭУТТ будет иметь ответ на вопрос: что произойдет с внутрикамерными процессами при смене режимов работы за счет изменения площади критического сечения сопла, если из-за разной инерционности процессов в твердой, жидкой и газообразных фазах нарушится баланс открытых и закрытых участков поверхности? Будет ли кривая давления чувствительна к этим динамическим процессам? И если да, то будет ли иметь колебательный затухающий, экспоненциальный или, наоборот, лавинообразный характер? Если колебательный, то какова будет амплитуда и частота? Чтобы понять, при каких параметрах и условиях в КС процесс будет устойчивым, а при каких нет, требуется на основе качественного описания процесса разработать модель, позволяющую объяснить динамический процесс и при возможности объяснить феномен возникновения обратной зависимости горения от давления. Первым шагом в этом направлении может стать разработка математической модели, описывающей динамику поведения геометрической составляющей процесса с последующим ее усложнением за счет ввода физических компонентов.

Следовательно, глубина уменьшения «видимой» скорости будет зависеть от доли покрытия поверхности расплавом S_p , соотношения скоростей перемещения в глубь свободных участков и уча-

стков расплава, его структуры, толщины, времени задержки воспламенения и т.д.

Оценка последствий, основанная на учете только геометрического фактора, приводит к выводу, что увеличение доли покрытия поверхности расплавом $\bar{S}_p$ более 0,5 ($\bar{u} > 2$) должно неизбежно вызвать усиление неуравновешенности динамического процесса «обмена» между участками горения и расплава и, как следствие, привести к неустойчивости режима работы. Численное моделирование показало, что колебательный процесс в КС будет идти при любых сочетаниях размера капель, их общего числа и скорости появления и исчезновения. Поскольку в натурных условиях действуют и стабилизирующие (демпфирующие) факторы, то амплитуда колебаний может быть сглажена и даже не замечена обычными датчиками давления, а предельно достижимая величина $\bar{u}$ будет несколько больше двух (реально зафиксированная величина $\bar{u}$ не превышала трех, что может служить одним из доказательств принципиальной верности предлагаемой модели).

Следствием этого при смене режима может стать появление в камере низкочастотных колебаний давления. В некоторых случаях при ОСИ наблюдалось возникновение колебательного процесса при смене режимов [71] (что является одним из доказательств правомерности высказанного подхода по объяснению механизма горения).

Оценка основных характеристик ЭУТТ. Произведем оценку баллистической эффективности ЭУТТ с зарядом из топлива с $v < 0$, основанную как на анализе информации по фактическим характеристикам топлив, так и на сравнении ее с базовой ЭУТТ (с $v = 0,8$), идентичной по схемным решениям, выходным параметрам (P_y , P_m , t), используемым материалам. Параметрам, относящимся к ЭУТТ с $v < 0$, присвоим верхний индекс «—». Нижние индексы «м» и «у», как и ранее, обозначают режимы тяги: маршевый и управляющий соответственно. Кроме того, примем $u_y = u_{1min}$, причем $p_y = 1$ МПа, а $\bar{p}_y = 5$ МПа. Полагаем, что энергетические и другие характеристики топлив не различаются между собой.

Рассмотрим возможности этого метода по глубине регулирования. Максимально достижимая глубина регулирования для данного метода будет диктоваться предельным диапазоном уменьшения скорости горения $\bar{u} = \frac{u_{\max}}{u_{\min}}$ на участке давлений с отрицатель-

ным v , так как $\bar{P} = \bar{u} \frac{\bar{K}_p}{\mu \bar{A}}$, где $\bar{K}_p$ и $\mu \bar{A}$ – соответственно относи-

тельное изменение коэффициента тяги и коэффициента расхода при переходе от $P_{\max}$ к $P_{\min}$. Однако ни в одном из источников информации не удалось найти свидетельств реальности значительно-го изменения скорости горения. Самое максимальное уменьшение u при увеличении p равно трем (для зарядов торцевого горения диаметром 90 мм). Удалось установить, что с увеличением диаметра заряда реальный диапазон изменения скорости уменьшается и в лучшем случае составляет 2,6. А при проведении огневых испытаний на крупногабаритной стендовой установке с диаметром заряда более 200 мм изменение скорости горения (в области $v < 0$) составило только 1,7. Эта тенденция проявилась как у отечественных, так и у зарубежных топлив. На рис. 2.22 приведены зависимости $u(p)$ по топливу, разработанному концерном «Aerojet Solid Propulsion Co», а на рис. 2.23 – по одному из отечественных составов топлив.

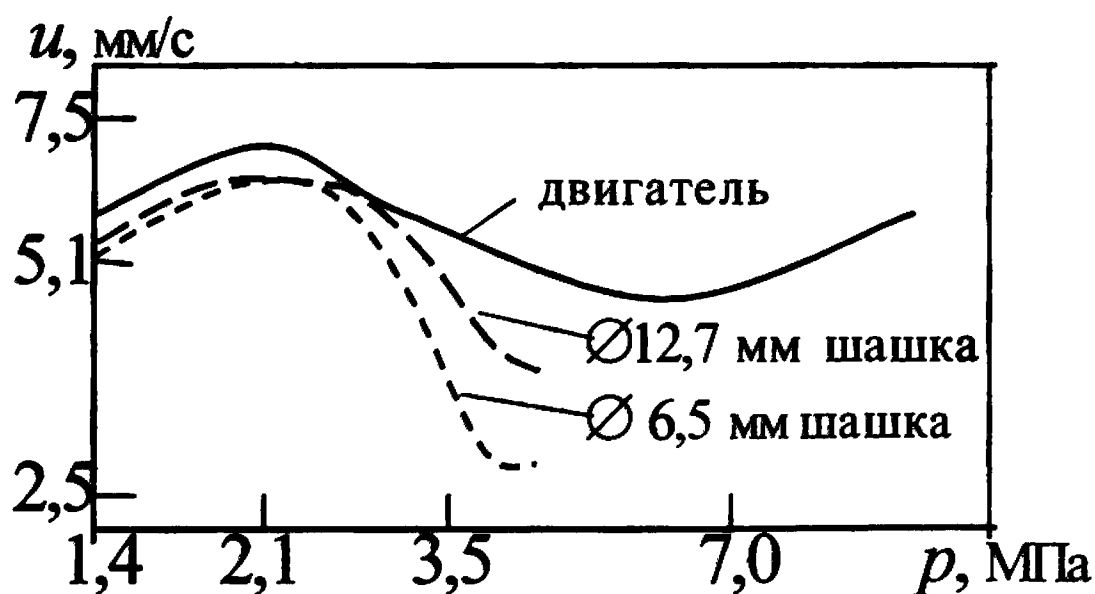


Рис. 2.22. Влияние условий испытаний и масштабного фактора на диапазон изменения скорости горения для топлива, разработанного «Aerojet Solid Propulsion Co»

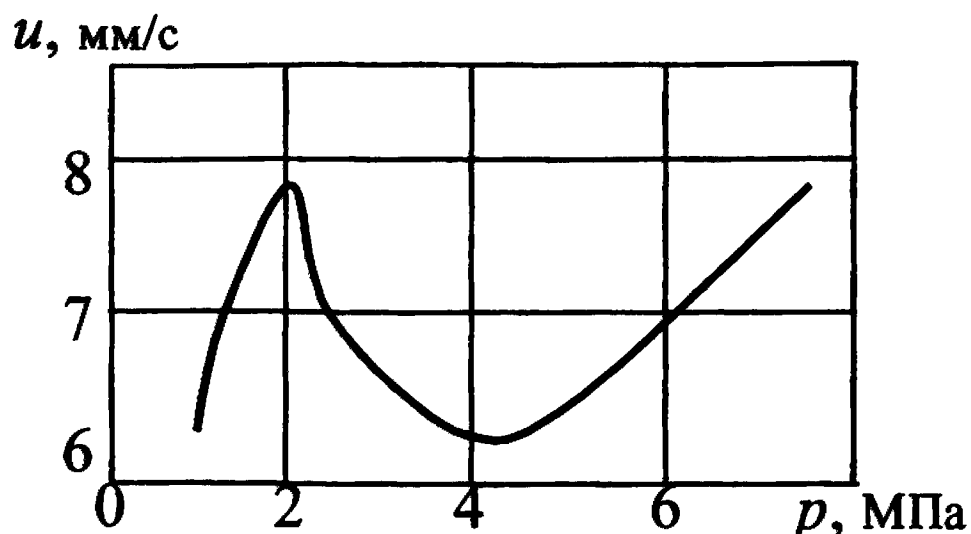


Рис. 2.23. Зависимость скорости горения от давления для топлива с диаметром заряда 45 мм

Для приближенной оценки взаимосвязи между относительной долей площади расплава $\bar{S}_p = \frac{S_p}{S_r}$ и относительным изменением

скорости горения $\bar{u}$ можно использовать формулу: $\bar{S}_p = \frac{\bar{u} - 1}{\bar{u}}$, т.е.

для $\bar{u} = 10$ величина $\bar{S}_p$ должна достигать 90 % геометрической поверхности горения.

Номинальная (допустимая) глубина регулирования $|\bar{P}|_{\text{доп}}$ должна быть меньше, чем предельное значение $\bar{u}$, по крайней мере на 20 ... 25 %, что обусловлено необходимостью учета температурного диапазона эксплуатации, разбросов характеристик свойств самого топлива (например, для одного из отечественных топлив уровень давления, разделяющий границу зоны обычного горения от зоны с обратной зависимостью, характеризуется повышенным разбросом (2 ... 2,5 МПа), связанным, по-видимому, с особенностями механизма горения и рядом других факторов). Следовательно, на основе уже созданных составов нельзя рассчитывать на достижение в двигательной установке номинальной глубины регулирования более 2. Таким образом, чтобы реализовать ЭУТТ, например, с $\bar{P} = 10$, потребовалось бы разработать топливо с уменьшением скорости горения больше чем в 12 – 15 раз! Все изложенное о возможном механизме образования обратной зависимости свидетельствует, что такого диапазона невозможно достичь.

Тем не менее для большей аргументированности и общности выводов в дальнейшем анализе попробуем исходить от противоположного, полагая, что топливо с требуемыми характеристиками будет создано, включая обеспечение $\bar{u} > 10$. Для начала обратимся к анализу следующей зависимости, полученной преобразованием формулы Бори для двух стационарных положений:

$$\bar{F} = \frac{F_{\max}}{F_{\min}} = \left(\frac{\bar{P}}{\bar{K}_p} \right)^{\frac{v-1}{v}} \mu \bar{A}^{\frac{1}{v}}. \quad (2.13)$$

Даже при $\bar{K}_p = 1$ и $\mu \bar{A} = 1$, как показано на рис. 2.24 (кривая 1), качественно и количественно характер изменения $\bar{F}(\bar{P})$ для сравниваемых ЭУТТ существенно отличается: для варианта с $v > 0$ при увеличении $\bar{P}$ параметр $\bar{F}$ уменьшается (кривая 3), а для варианта с $v < 0$, наоборот, увеличивается (кривая 2). Так, например, для $\bar{P} = 10$ при $v = 0,8$ площадь критического сечения $\bar{F}$ уменьшается лишь на 77 %, а при $v = -2,7$ увеличивается более чем в 23 раза! При фиксированном значении диаметра выходного сечения раструба D_a увеличение площади критического сечения означает такое же уменьшение степени расширения, а значит, и уменьшение $\bar{K}_p$. Результаты газодинамических расчетов по определению $\bar{K}_p$ для типичных исходных данных (истечение происходит в вакуум, начальная степень расширения сопла по площади ~ 100 , показатель изэнтропы соответствует обычным составам, т.е. 1,2 ... 1,27 и т.д.) приведены на рис. 2.25. Из графиков видно, что для ЭУТТ с $v < 0$ при увеличении $\bar{P}$ наблюдается монотонное снижение $\bar{K}_p$, достигающее при $\bar{P} = 10$ более 18 %. При постоянном $\mu \bar{A}$ это означает пропорциональное уменьшение реального импульса тяги на маршевом режиме. Таким образом, чтобы обеспечить заданный уровень P_m , реальное изменение $\bar{u}$ и $\bar{F}_v$ должно быть еще больше (см. рис. 2.24, кривая 1). Отсюда следует, что масса эффективно используемой части заряда из топлива с $v < 0$ должна быть больше, чем для базового варианта.

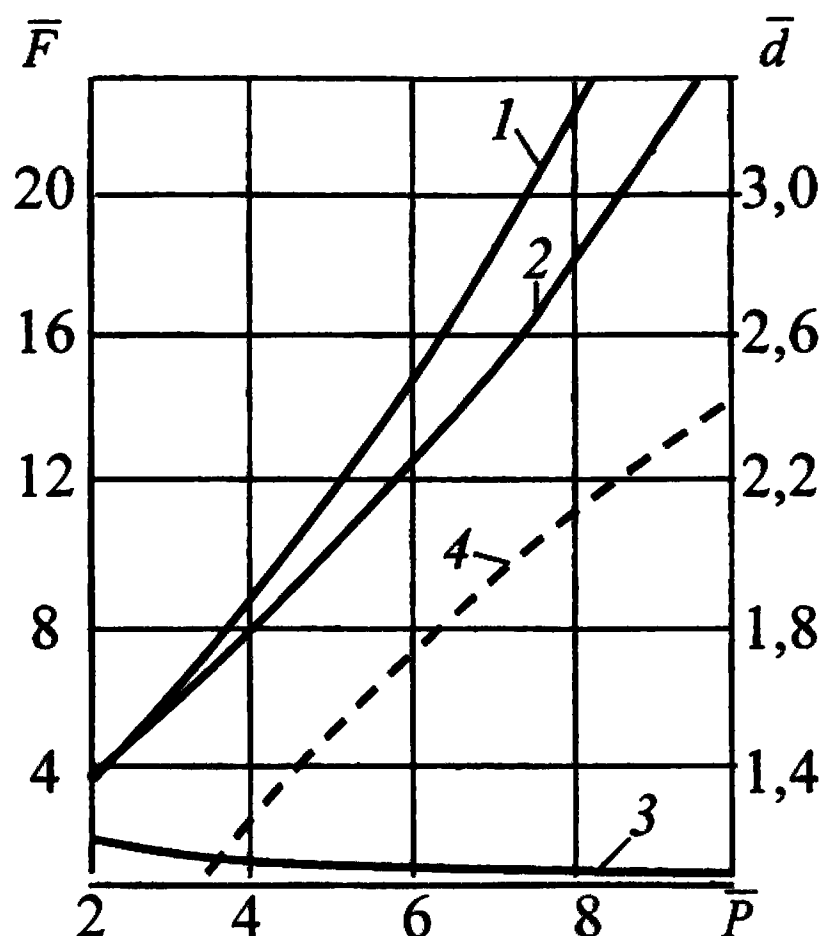


Рис. 2.24. Зависимость $\bar{F}(\bar{P})$ для различных топлив:
 $1 - \nu = -2,7$; $2 - \nu = -2,7$ (без учета влияния $\bar{K}_p$); $3 - \nu = 0,8$;
 $4 -$ зависимость $\bar{d}^*(\bar{P})$

Оценку относительного превышения рабочей части массы заряда при повышении тяги до $\bar{P}$ можно произвести по формуле

$$\Delta \bar{M}_3 = \frac{\bar{M}_3 - M_3}{M_3} = \frac{\bar{P} \bar{t} \left(\frac{\xi \bar{K}_p}{\bar{K}_p^-} - 1 \right)}{\bar{P} \bar{t} + \xi \bar{K}_p (1 - \bar{t})}, \quad (2.14)$$

где $\bar{t}$ – относительное суммарное время работы на режиме маршевой тяги P_m ; $\xi = \frac{(K_p)_y}{(K_p^-)_y}$ – коэффициент, учитывающий исходное

различие в $\bar{K}_p$ сравниваемых ЭУТТ для режима управляющей тяги, обусловленное различным уровнем давлений. Для расчетов принято: $\bar{t} = 0,5$; $\xi = 0,954$. Характер изменения $\Delta \bar{M}_3(\bar{P})$ показан на рис. 2.25.

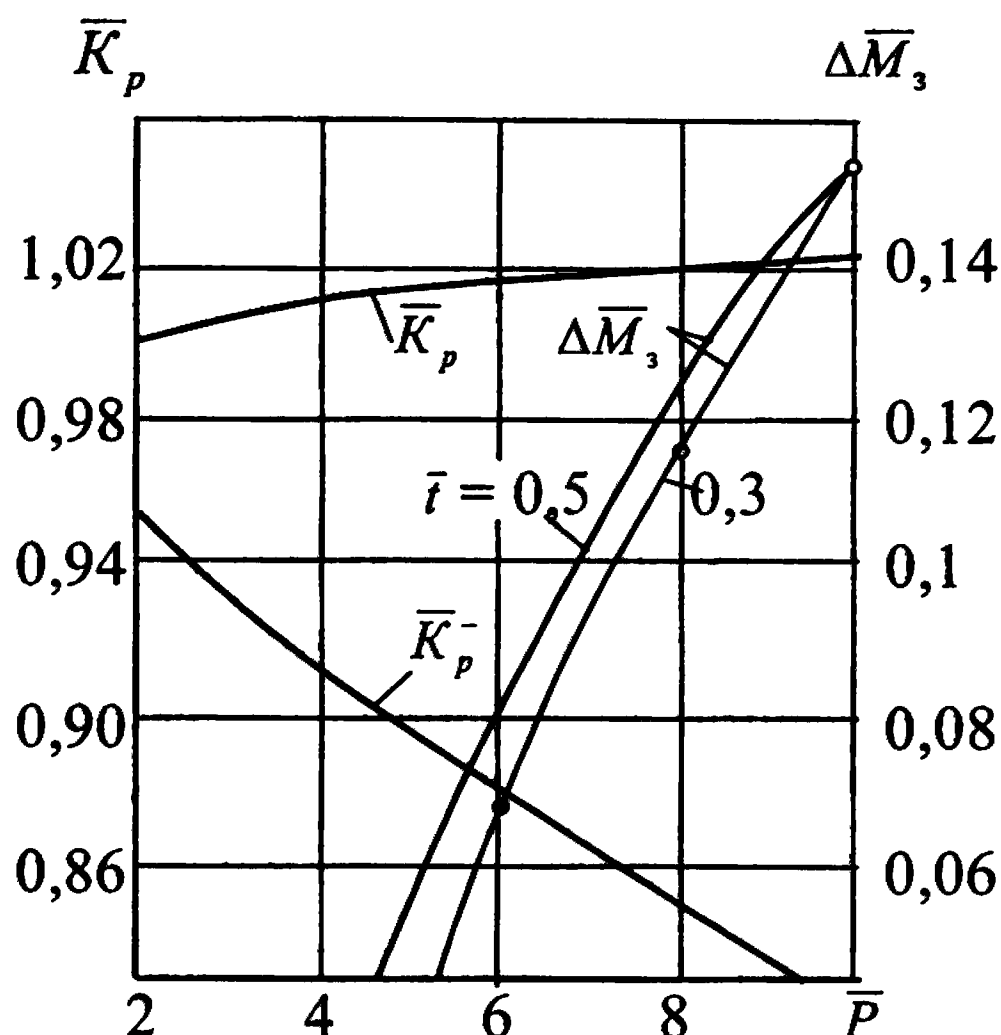


Рис. 2.25. Зависимость относительного изменения коэффициента тяги $\bar{K}_p$ и относительной массы заряда $\Delta \bar{M}_3$ от глубины регулирования

Видно, что с ростом $\bar{P}$ величина $\Delta \bar{M}_3$ имеет устойчивую тенденцию к увеличению и для $\bar{P} = 10$ составляет 15 %. При идентичности наружных диаметров зарядов соответственно на такую же величину будет больше и длина заряда L_v . Если относительное суммарное время работы ЭУТТ на режиме повышенной тяги будет меньше, например $\bar{i} = 0,3$, то это скажется незначительно на изменении суммарной массы заряда или длины заряда.

Таким образом, первый отрицательный фактор, упущенный или не принятый во внимание специалистами при оценке эффективности использования топлив с $v < 0$ в ЭУТТ, состоит в том, что на режиме максимальной тяги снижается коэффициент тяги K_p , удельный импульс i , следовательно, возрастает потребная масса топлива на 6 ... 15 %.

Другим негативным следствием применения топлива с $v < 0$ является не только большее относительное изменение $\bar{F}$, но, что особенно важно, абсолютное значение диаметра горловины УСБ

d_v^* . Оценку отношения $\bar{d}_v = \frac{d_v^*}{d^*}$ можно произвести по зависимости

$$\bar{d}_v^* = 0,5 \bar{P}^{\frac{v-1}{2v}} \sqrt{\frac{\Phi p_y}{p_y^-}} \left(\bar{K}_p^- \right)^{\frac{1-v}{2v}}. \quad (2.15)$$

Например, как видно из рис. 2.24 (кривая $\bar{d}$), для $\bar{P} = 10$ абсолютный диаметр горловины d_v^* превышен более чем в 2,4 раза. Вследствие этого должны быть увеличены как минимум в такой же пропорции и диаметры газопроводов $d_{гв}$ (поскольку допустимые скорости газовых потоков в газопроводах приняты одинаковыми):

$$d_{гв}^- = d_{гв}^+ \sqrt{\frac{K_p^+ p^+}{K_p^- p^-}}. \quad (2.16)$$

При одинаковой длине газопроводов их массы $M_{гв}$ в диапазоне $\bar{P} = 4 \dots 10$, как показывают расчеты по формуле (2.17), будут близкими (отличие составит не более 2 %):

$$\bar{M}_{vгв} = \xi \bar{K}_p^{\left(\frac{1-v}{v}\right)} \bar{P}^{\left(\frac{0,25v+1}{-v}\right)}. \quad (2.17)$$

Без большой погрешности такой же характер соотношения сравниваемых масс можно принять и для УСБ. Вместе с тем расчеты показывают, что для ЭУТТ с $v < 0$ при $\bar{P} > 3,6$ масса камеры сгорания действительно будет меньше, в том числе: по днищам в

$\frac{P_{\max}}{P_{v \min}}$ раз; по корпусу в $\frac{P_{\max}}{P_{v \min} (1 + \bar{M}_3)}$ раз. Масса теплоза-

щитного покрытия (ТЗП) также будет меньше. Суммарные массы ЭУТТ, вычисленные по аналитическим и эмпирическим зависимостям, и результаты конкретных конструкторских проработок (для типичных исходных данных: $P_y = 500 \dots 1000$ Н, $t = 160 \dots 600$ с, $\bar{P} = 2 \dots 10$ и т.д.) показали, что вариант ЭУТТ с $v < 0$, несмотря на большую массу заряда (без учета неэффективных остатков), действительно должен иметь преимущество от 2 до 6 % в этом отно-

шении. Однако, если p_v не принимать равным 5 МПа, как предложено для гипотетического топлива, а принять $p_v = 8 \dots 10$ МПа, как для реальных составов, то выигрыша в суммарной массе не будет. Реально проигрыш ЭУТТ на топливе с $v < 0$ будет еще значительнее за счет большей доли дегрессивных остатков заряда.

Следующая особенность ЭУТТ с $v < 0$, на которую необходимо обратить внимание, связана с величиной минимального кольцевого зазора δ между горловиной d_v^* и центральным телом $d_{ц.т.}$.

Для сопоставляемых ЭУТТ зависимости $\bar{\delta} = \frac{2\delta}{d^*}$ имеют вид

$$\bar{\delta} = 1 - \sqrt{1 - \bar{F}}; \quad \bar{\delta}^- = 1 - \sqrt{1 - \frac{1}{F^-}}.$$

Расчеты показывают, что $\bar{\delta}^-$ существенно меньше $\bar{\delta}$. Более того, при сочетании ряда условий (например, $P_{\Sigma \text{уп}} = 1000$ Н; $\bar{P} = 10$, четыре идентичных сопловых блока) абсолютная величина зазора будет настолько мала (примерно 0,27 мм), что обеспечение безотказной работы ЭУТТ представляется проблематичным ввиду высокой вероятности перекрытия зазора частицами ТЗП, бронепокрывтия (более крупными по размерам, чем ширина зазора), а также из-за искажения размеров деталей, формирующих критическое сечение вследствие температурных и механических деформаций. Совершенно очевидно также и то обстоятельство, что значительное изменение зазора $\bar{\delta}^-$ в процессе перемещения исполнительного элемента регулятора должно сказаться на существенном изменении профиля газового потока, привести к большим изменениям потерь энергии газового потока на трение, а в конечном итоге отразиться и на изменении μA . В начале п. 2.1.3, при ссылке на работу [80], было отмечено, что применение топлив с $v < 0$ позволит улучшить качество переходных процессов по сравнению с обычными. Проведенные в ОКБ «Темп» экспериментальные работы на крупногабаритных установках, снаряженных топливом с $v = -2,7$

[52], выявили, что в реальных условиях даже при малой предельно достигнутой глубине регулирования тяги 1,8 наблюдаются заметные переходные процессы. Как видно на рис. 2.26, реального преимущества в качестве переходных процессов нет, так как степень перерегулирования давления в ресивере, а следовательно, перерегулирования расхода превышает 20 % (что в два раза выше допустимого).

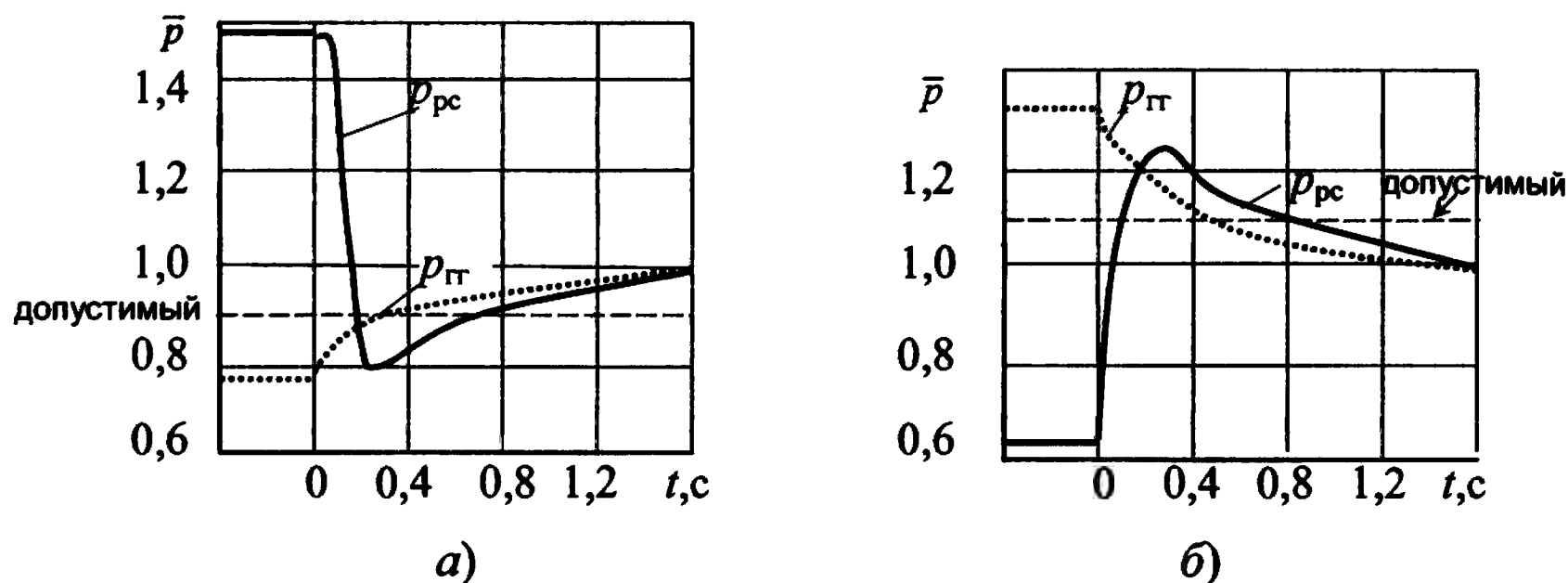


Рис. 2.26. Характер изменения относительного давления при ОСИ экспериментального двигателя:

а – переход на пониженный расход; *б* – переход на повышенный расход;
 $p_{гг}$, $p_{рс}$ – давление в газогенераторе и ресивере соответственно

Поскольку невысокое качество переходных процессов проявилось уже при ограниченной глубине регулирования (менее 2), то очевидно, что для большого значения $\bar{P}$ (если бы все-таки удалось его достичь) взрывы и провалы тяги были бы значительно больше.

Таким образом, рассмотрев отдельные преимущества и недостатки ЭУТТ с зарядом из топлива, имеющим обратную зависимость скорости горения от давления, можно утверждать, что их создание неэффективно, а глубокорегулируемых – маловероятно.

Еще одним представителем семейства топлив со специфическими характеристиками является топливо, закон скорости горения которого подчиняется качественной зависимости, приведенной на рис. 2.27 [50].

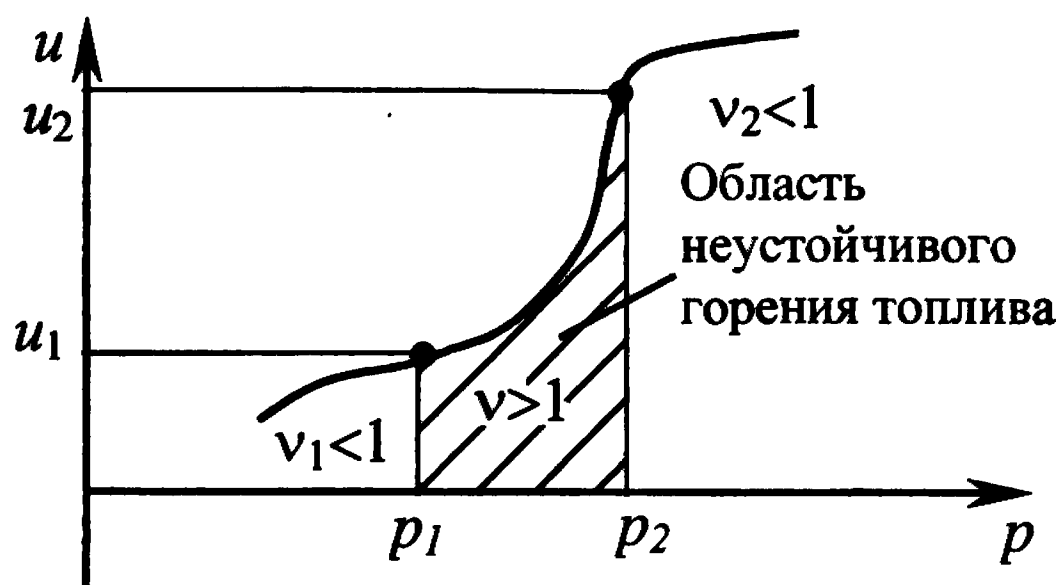


Рис. 2.27. Зависимость скорости горения от давления для бистабильного топлива

Для этого топлива характерно наличие на кривой $u = f(p)$ двух достаточно протяженных участков со стабильным, статически устойчивым горением ($0 < v_1 < 1$) в области с низким давлением при $p < p_1$ и в области с высоким давлением ($0 < v_2 < 1$) при $p > p_2$, разделенных между собой участком (при $p_1 < p < p_2$) со статически неустойчивым горением [85]. На этом участке наблюдается превышение изменения скорости горения над изменением давления, т.е. $\frac{p}{u} \frac{du}{dp} > 1$. Иными словами, показатель степени в законе скоро-

сти горения v в этом диапазоне давлений превышает 1. Топлива с таким характером изменения закона скорости горения принято называть *бистабильными*.

Наличие участка с неустойчивым режимом горения у некоторых топлив было выявлено случайно в процессе выполнения экспериментальных исследований с совершенно иными задачами. В США был разработан состав топлива, при исследовании которого неожиданно было обнаружено, что в диапазоне давлений от 2,5 до 5 МПа оно горит неустойчиво. Было установлено, что показатель степени в законе скорости горения v внутри этого диапазона давлений составлял 1,5, а вне этого диапазона 0,7 [85]. Наличие у топлив двух областей с устойчивым горением, разделенных участком неустойчивого горения, побудило исследователей к поиску

возможных областей их применения. Оказалось, что потенциально топливо может подойти для управляемого РДТТ с двумя уровнями тяги. Были получены патенты на способы и устройства двухрежимных двигателей унитарного снаряжения на основе использования бистабильного топлива. Например, компания «Thiokol Chemical Corporation» получила патент США № 345244 на двухрежимный РДТТ с унитарным зарядом и регулируемым критическим сечением сопла [50]. Переход с режима на режим, по замыслу авторов патента, должен осуществляться путем небольшого изменения площади критического сечения сопла, которое влекло бы за начальным некоторым изменением давления его последующее скачкообразное изменение в том же направлении.

Так, переход с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги должен осуществляться за счет частичного перекрытия критического сечения, и, наоборот, переход с режима повышенной тяги на режим минимальной тяги – за счет приоткрытия критического сечения.

В качестве варианта исполнения ЭУТТ на бистабильном топливе взамен регулирования критического сечения сопла предлагался и метод инъекции дополнительного жидкого или газообразного компонента в камеру сгорания. Однако очевидно, что даже формально – это вариант регулирования однонаправленного действия. Он может быть предложен только для форсирования тяги, т.е. перевода двигателя с минимального на максимальный режим. Для обратного же перехода на режим минимальной тяги необходимо, наоборот, уменьшить расход, чего нельзя добиться иначе как сбросом массы газов из камеры, а следовательно, потребуется открытие дополнительной площади критического сечения (будь то основное сопло или дополнительный клапан). Практически же и увеличение тяги этим методом без изменения площади критического сечения сопла сделать нельзя. Так, для того чтобы перейти с режима минимальной тяги на режим максимальной, используя дополнительный газоприход от другого источника, потребуется прибавка, как показывают расчеты, в размере не менее 12...15 % основного газоприхода. При этом и давление во внешнем источнике

должно быть выше, чем p_1 в КС двигателя. После того как процесс перехода начнется при постоянстве площади критического сечения, новый стационарный уровень давления окажется не p_m , а существенно больше в несколько раз. Конкретное численное значение будет зависеть от $\bar{u}$ и v_2 . Например, при $\bar{u} = 3$ и $v_2 = 0,7$ расчетный уровень будет превышен в 5 раз. Следовательно, этот метод управления сменой режимов в КС неприемлем. Таким образом, для дальнейшего рассмотрения остается только схема с регулируемым критическим сечением сопла, т.е. схема полностью аналогична классической.

Оценка основных характеристик ЭУТТ с бистабильным топливом. Оценку начнем с определения достижимой глубины регулирования тяги $\bar{P}$. Поскольку режимы тяги по условию должны реализовываться только на нижнем и верхнем диапазонах давлений стабильного горения топлива, то это автоматически влечет за собой ограничение по глубине регулирования, но не «сверху», как в других схемах, а «снизу».

Минимальная глубина регулирования для ЭУТТ с бистабильным топливом должна быть не менее отношения $\frac{u_2}{u_1} = \bar{u}$ (где u_1 и

u_2 — значения скоростей горения, показанные на рис. 2.27). Фактически с учетом случайных и неслучайных разбросов характеристик ЭУТТ $\pm \sum \Delta \dot{m}$, обуславливающих выбор номинальных параметров «вдали» от границ участка неустойчивого горения p_1 и p_2 (в том числе из-за возможной размытости границы раздела зон горения), $\bar{u}$ должна быть назначена больше.

Следовательно, аналитическое выражение для оценки уровня номинального рабочего давления на режиме минимальной тяги можно представить в виде

$$p_y \leq p_1 (1 - 0,5 \Delta \dot{m})^{\frac{v_1}{1-v_1}}, \quad (2.18)$$

и, соответственно, уровня номинального давления p_m при режиме повышенной тяги в виде

$$p_m \geq p_2 (1 + 0,5 \Delta \dot{m})^{\frac{v_2}{1-v_2}}. \quad (2.19)$$

Причем необходимо проверить полученное по формуле (2.19) номинальное давление пониженной тяги при условии превышения давления дефлаграции $p_{дф}$:

$$p_y \geq p_{дф} (1 + 0,5 \Delta \dot{m})^{\frac{v_1}{1-v_1}}. \quad (2.20)$$

Графически эти условия (2.18) – (2.20) показаны на рис. 2.28.

Если условия (2.18) и (2.20) не будут между собой согласовываться, то данный состав топлива для ЭУТТ не подойдет, поскольку при работе может либо произойти самопроизвольное гашение $p_{дф} > p_y$, либо начаться нестабильное горение при $p_y > p_1$. На примере уже упомянутого состава бистабильного топлива разработки «Thiokol Chemical Corporation» оценим возможность его использования для регулируемых двигателей. Для этого топлива известны следующие значения: $p_{дф} = 1,6$ МПа, $p_1 = 2,5$ МПа, $v_1 = 0,7$. Дополнив эти данные значением относительного разброса расхода газогенератора $\Delta \dot{m} = 0,25$ и подставив их в формулы (2.18) и (2.20),

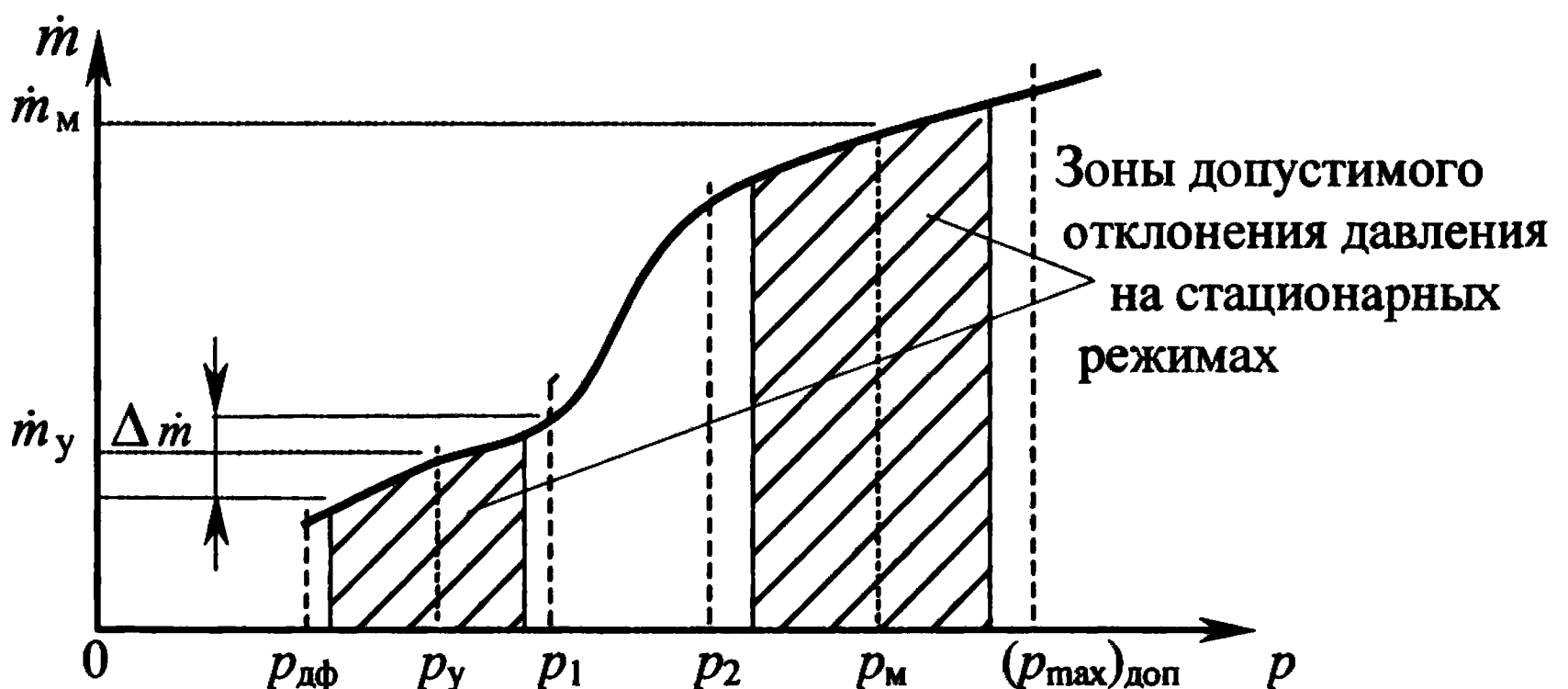


Рис. 2.28. Расчетная схема определения рабочих давлений на пониженном и повышенном режимах тяги

получим, что расчетный уровень давления режима пониженной тяги из условий непогасания заряда должен быть принят не менее чем 2,1 МПа, а из условий непопадания в область неустойчивого горения – не более чем 1,83 МПа. Поскольку полученные значения не согласуются друг с другом, но, чтобы стало возможным применение этого топлива в управляемых ЭУТТ, придется принять дополнительные меры (в основном по ужесточению требований технологии получения топлива и заряда), и в результате сократится относительный разброс расхода с 25 % до величины не более 18 %.

Аналогичный подход должен быть применен и при назначении рабочего уровня давления повышенной тяги p_m . Здесь требуется выполнение не только условия (2.19), но еще и условия $p_m < (p_{\max})_{\text{доп}}$, где $(p_{\max})_{\text{доп}}$ – максимально допустимое давление в КС, обусловленное ограничением допустимой массы конструкции. Величина $(p_{\max})_{\text{доп}}$ обычно определяется в ходе выполнения проектных проработок, но, как правило, не выходит за пределы 10 ... 13 МПа.

Расчетную глубину регулирования $\bar{P}$ для ЭУТТ с бистабильным топливом можно представить в виде

$$\bar{P} = \left(\frac{p_1}{p_y} \right)^{v_1} \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^v \left(\frac{p_m}{p_2} \right)^{v_2}. \quad (2.21)$$

Проведем сравнение достижимой глубины регулирования бистабильного варианта ЭУТТ с классическим. В качестве исходного условия примем одинаковость номинальных давлений на минимальном и максимальном режимах p_y и p_m для обоих вариантов, а также следующие характерные показатели: для классического варианта $v = 0,8$; для бистабильного варианта вне границ неустойчивого горения $v_1 = v_2 = 0,7$, а внутри $v = 1,5$. Кроме того, зададимся рядом численных значений отношения $\frac{p_2}{p_1}$: 2; 1,6; 1,35; 1,2 (что соответствует величине $\bar{u} = 2,85; 2,02; 1,57; 1,31$). В рассматриваемом диапазоне заданных параметров некоторым, но небольшим преимуществом по критерию $\bar{P}$ обладает бистабильный вариант (рис. 2.29).

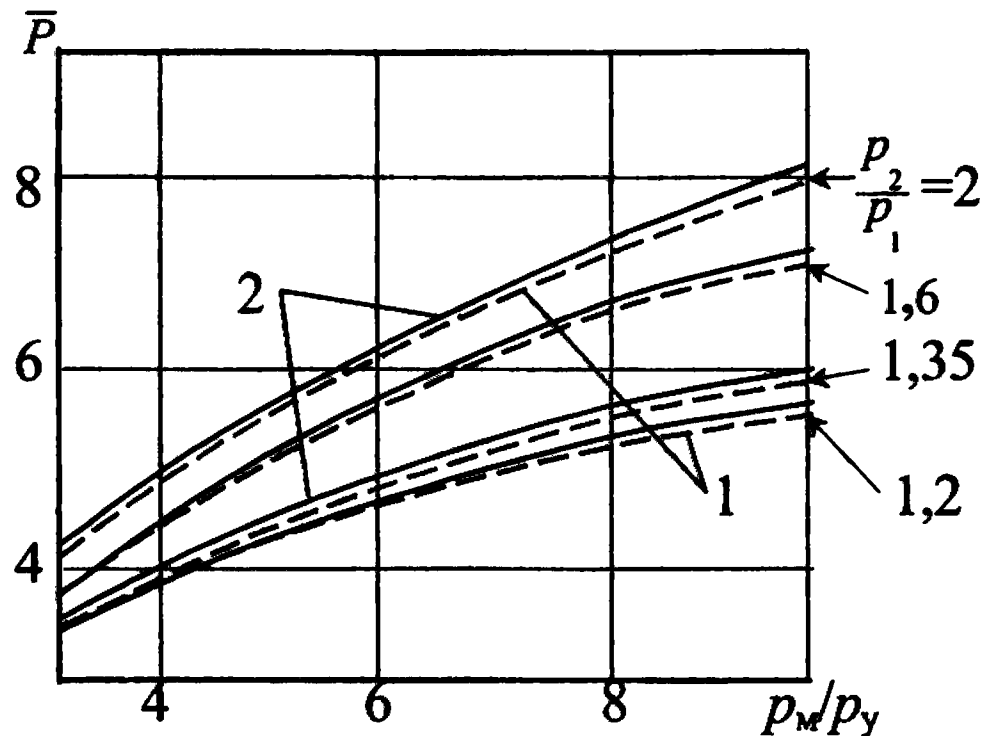


Рис. 2.29. Зависимости $\bar{P} = f\left(\frac{p_m}{p_y}\right)$:

1 – для классического варианта с $\nu = 0,8$;
2 – для бистабильного варианта

Каких-либо сведений, свидетельствующих о физическом ограничении диапазона давлений, в котором реализуется закон скорости горения с показателем степени $\nu > 1$, пока не выявлено. Таким образом, верхний предел глубины регулирования будет определяться возможностью создания топлив с необходимым отношением $\bar{P}$ при выполнении заданных ограничений (2.19) и по прочности КС. В случае рассмотрения обратной задачи – при заданном $\bar{P}$ и известном p_y определяется p_m – незначительное преимущество также оказывается на стороне бистабильного варианта.

Если закон изменения площади критического сечения при смене режимов работы для классического варианта исполнения УЭУТТ и для варианта с использованием заряда с обратной зависимостью скорости горения от давления однозначно определен и носит однонаправленный характер, то для бистабильного варианта ЭУТТ он неочевиден.

Для установления требуемого закона изменения площади критического сечения при смене режимов работы в качестве исходного условия принимаем заданной номинальную площадь критиче-

ского сечения на управляющем режиме $F_{уп}$. Относительно $F_{уп}$ определяем закон изменения критического сечения при стабилизации режимов и при переходе с режима на режим. В этом случае относительное изменение площади критического сечения при стабилизации режима минимальной тяги, с учетом вышеприведенных соображений и симметричного относительно номинала расположения разбросов расхода ($\pm \Delta \dot{m}$), можно выразить соответственно для нижней границы (т.е. для минимально возможного рабочего давления)

$$\bar{F}_{уп} \geq \frac{F_{уп}}{F_y} = (1 + 0,5\Delta \dot{m})^{v_1} \quad (2.22)$$

и соответственно для верхней

$$\bar{F}_{уп} \leq (1 - 0,5\Delta \dot{m})^{v_1}. \quad (2.23)$$

Номинальное значение относительной площади критического сечения для режима максимальной тяги можно представить в виде

$$\bar{F}_м = \frac{F_м}{F_y} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{v_1 - v_2 + v} \frac{p_м^{v_2 - 1}}{p_y^{v_1 - 1}}. \quad (2.24)$$

Если принять допущение, что $v_1 = v_2$, то зависимость (2.24) упростится и получит вид

$$\bar{F}_м = \bar{u} \left(\frac{p_м}{p_y} \right)^{v_1 - 1}. \quad (2.25)$$

Соответственно закон изменения площади критического сечения сопла при режиме повышенной тяги нижней и верхней границы имеет вид

$$\bar{F}_{м.п} \leq (1 + 0,5\Delta \dot{m})^{v_2}, \quad (2.26)$$

$$\bar{F}_{м.п} \geq (1 - 0,5\Delta \dot{m})^{v_2}. \quad (2.27)$$

Подставляя в формулы (2.22) – (2.27) приведенные выше данные ($p_2/p_1 = 2; 1,6; 1,35; p_м/p_y = 4; 6; 8; v = 1,5; v_1 = 0,7$), получим закон изменения площади критического сечения. При переходе с

режима на режим особый закон изменения площади критического сечения сопла заключается в резком (скачкообразном) двукратном изменении направления движения (рис. 2.30). Эта необычность начинает проявляться при отношении $p_2/p_1 \geq 1,5$ во всем интересующем диапазоне соотношения давлений p_m/p_y . Особенность изменения $\bar{F}$ состоит в том, что перевод ЭУТТ с режима на режим должен происходить в три фазы. Рассмотрим для примера перевод ЭУТТ с режима пониженной тяги на режим повышенной.

В первой фазе необходимо осуществить уменьшение площади $F_{кр}$ на величину, обеспечивающую рост давления в камере до значения, превышающего нижний порог стабильного горения p_1 . При $p > p_1$ наступает вторая фаза. Во второй фазе, когда dp/dt еще остается больше нуля, но уровень давления в КС либо уже приблизился к границе верхнего участка стабильного горения, либо только что пересек ее, требуется резко поменять направление изменения площади критического сечения, т.е. увеличить ее, причем до величины, превышающей исходный уровень на пониженной тяге. Степень увеличения определяется формулой (2.25). После того как уровень давления в переходном процессе начнет превышать нижнюю границу своего «нового» рабочего диапазона, т.е. будет больше p_2 , а площадь критического сечения достигнет F_m , начинается третья, заключительная фаза, имеющая два равновероятных

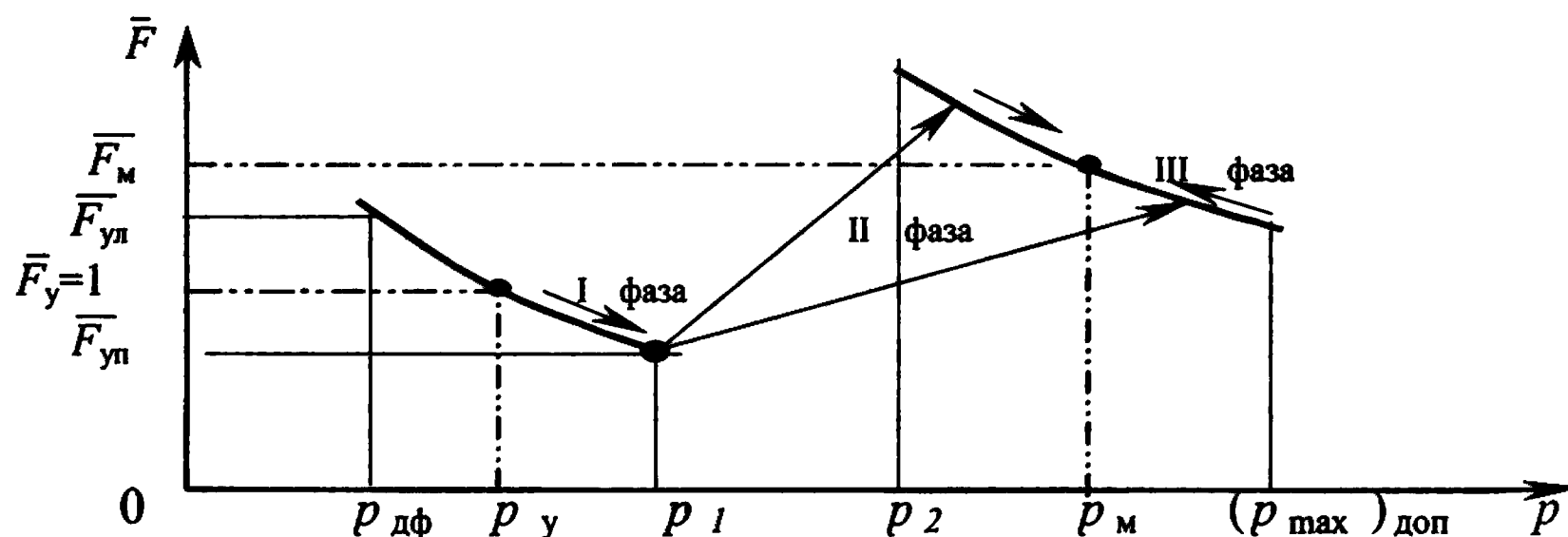


Рис. 2.30. Характер изменения относительной площади критического сечения на участках стабилизации и при смене режима по давлению

варианта развития процесса. Если в начале третьей фазы текущее давление в КС будет меньше расчетного стационарного, то площадь критического сечения необходимо уменьшить, а если больше – то еще дополнительно увеличить. Если же при переводе с режима на режим такую знакопеременную операцию с $F_{кр}$ не применять, то ЭУТТ либо попадет в область неустойчивого горения, когда давление в КС будет случайным образом изменяться от p_1 до p_2 , либо попадет в область более высокого, чем это требуется по заданию давления.

Процесс перевода двигателя с режима повышенной тяги на режим пониженной должен сопровождаться аналогичным изменением площади критического сечения в три фазы, но зеркально относительно выше рассмотренного случая.

Особенности потребного изменения площади критического сечения при смене режимов, безусловно, должны сказаться на качественном и численном характере переходных процессов. Отсутствие разработанных для бистабильной ЭУТТ методик расчета переходных процессов (особенно это касается второй фазы, соответствующей диапазону давлений, относящемуся к статически неустойчивому горению) и отсутствие знаний о динамических свойствах топлив на данный период не являются преградой для качественной их оценки.

Приведем результаты оценки качественной картины протекания переходных процессов. Предполагаемые зависимости давления и тяги от площади критического сечения представлены на рис. 2.31. Для первой фазы (область которой обозначена на рисунке цифрой I) характер переходных процессов должен полностью соответствовать классическому варианту (за небольшим отличием, связанным с некоторой разницей в численных значениях ν). Для второй фазы (область II) длительность перехода по давлению и тяге должна быть меньше, чем при классическом варианте, поскольку знаки dp/dt и dF/dt совпадают и соответствуют заданному направлению изменения тяги.

В третьей фазе (область III) характер переходного процесса будет зависеть от того, насколько уровень давления окажется недорегулирован или перерегулирован. Здесь равновероятны оба направления изменения критического сечения, что показано на рисунке

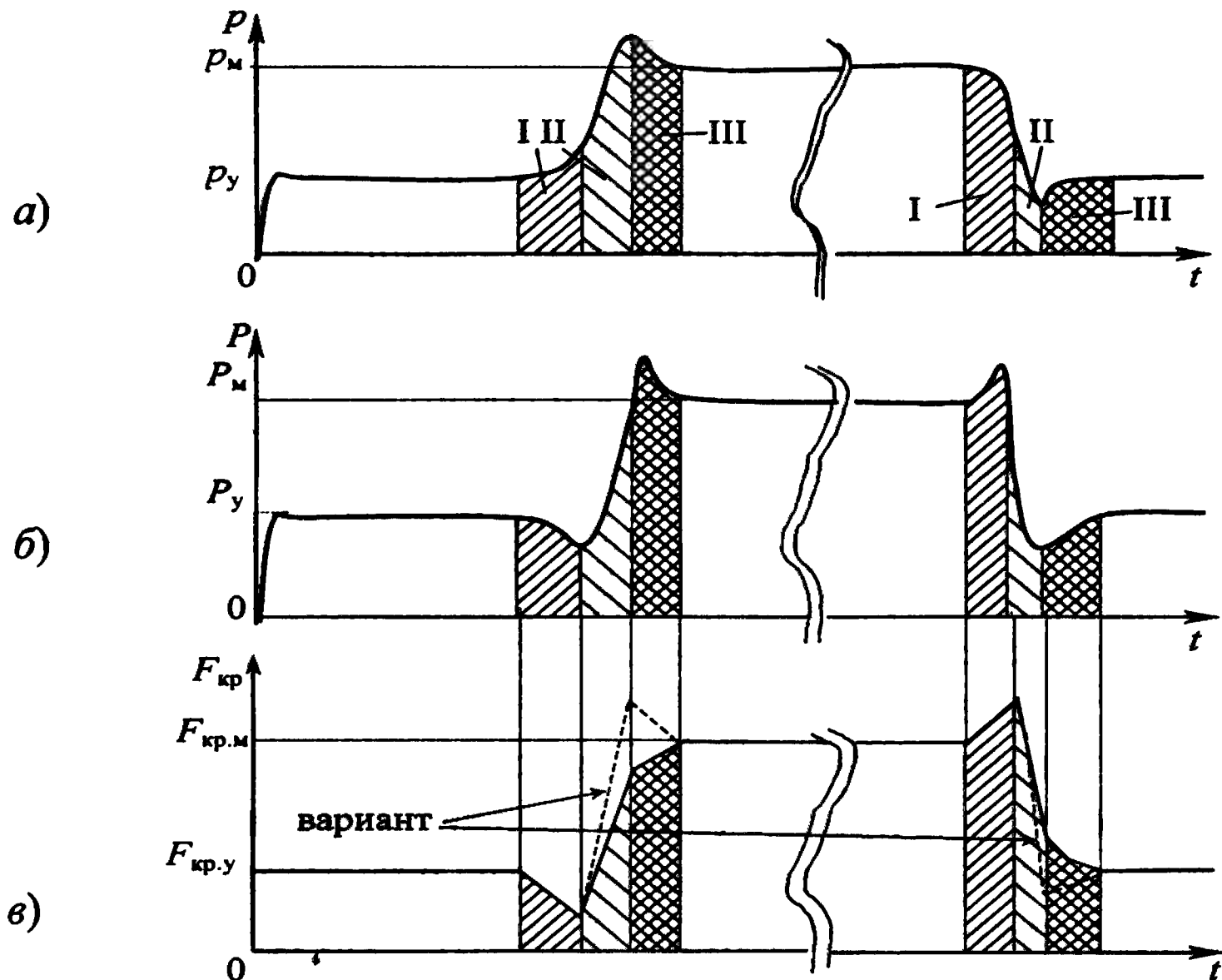


Рис. 2.31. Характер переходных процессов по давлению (а) и по тяге (б) и командное изменение площади критического сечения (в) для ЭУТТ, снаряженной бистабильным топливом

стрелками. Переходные процессы, как видно, характеризуются двусторонним перерегулированием тяги, которое проявляется и в начале и при завершении процессов. Следовательно, по возмущению тяги ЭУТТ с бистабильным топливом хуже традиционных ЭУТТ. Очевидно, что алгоритм управления сменой режимов для них должен быть существенно сложнее известных алгоритмов для классического варианта ЭУТТ. Требования к приводу исполнительного элемента (РМ) также должны быть более жесткими с точки зрения обеспечения меньшей инерционности, большего быстродействия, меньшего гистерезиса и люфтов.

На основании изложенных материалов исследований свойств и характеристик ЭУТТ с бистабильным топливом можно констатировать следующее. Установлено несущественное преимущество ЭУТТ с зарядом из бистабильного топлива перед классическими по достижимой глубине регулирования при одинаковых расчетных

давлениях в КС. Одновременно выявлен более сложный характер переходных процессов (наличие двух участков перерегулирования в начале и в конце процесса вместо одного у традиционных ЭУТТ). Кроме того, необходимо использовать более сложные законы управления критическим сечением регулятора расхода при смене режимов. По совокупности причин ЭУТТ с бистабильным топливом не имеет перспектив практического использования.

2.1.4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧИХ И ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ

Проведен анализ экспериментальных данных (осциллограмм с записью $p(t)$), относящихся к двигательным установкам разных схемных и конструктивных решений, с различными программами смены режимов и длительностью работы. Общими признаками анализируемых РДУ явились: наличие в составе механических регуляторов режима (расхода) и использование смесевых безметалльных топлив с высокой чувствительностью скорости горения от давления.

Для анализа были отобраны результаты испытаний ЭУТТ, которые в ходе проведения ОСИ и по их завершении не имели замечаний по состоянию материальной части (по корпусу КС, регуляторам расхода, рулевым приводам, ресиверу, газоведам, управляющим сопловым блокам). Приняты во внимание результаты испытаний только тех образцов, у которых технические проблемы функционирования не проявились, а работа средств систем управления, измерения и регистрации информации не имела сбоев, зафиксированная информация была достоверной.

Общий вид установки, разработанной ОКБ «Темп», представлен на рис. 2.32 [22, 62].

Двигательная установка состоит из ГТ с органопластиковым корпусом и прочноскрепленным зарядом торцевого горения массой ~53 кг (топливо разработки ФНПЦ «Алтай», $\nu = -2,7$), регулятора расхода штокового типа, ресивера и выходного нерегулируемого сопла. Ресивер включен в состав данной РДУ специально для выявления зависимости расхода (тяги) от внутрикамерного давления, без него не представилось бы возможным качественно произвести измерения тяги (максимальная расчетная тяга составляла лишь 270 Н).

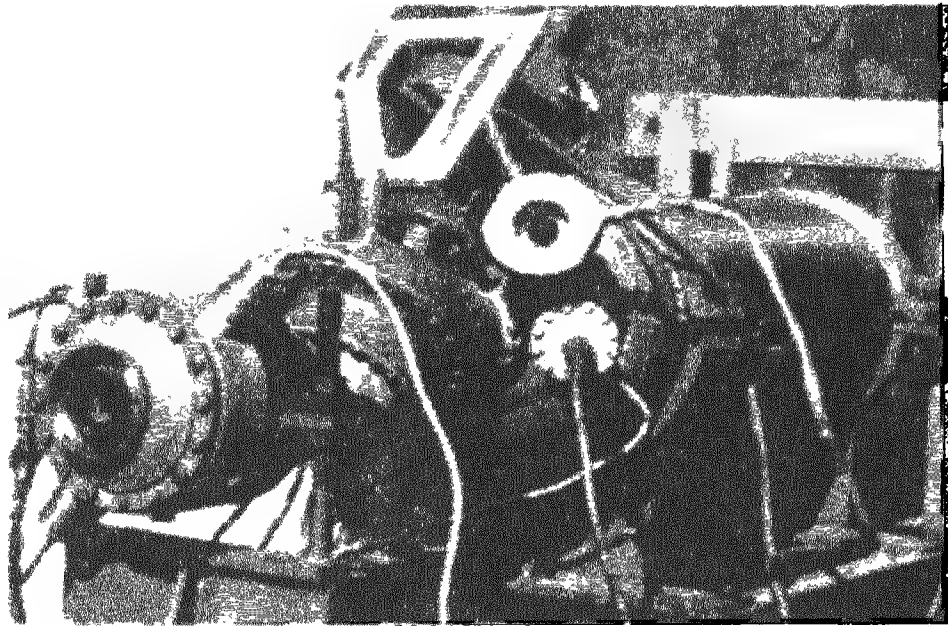


Рис. 2.32. Общий вид экспериментальной двигательной установки на стенде

На рис. 2.33 – 2.36 приведены представляющие интерес участки осциллограмм ОСИ УЭУТТ, на которых даны значения давлений, измеренных в камере сгорания ($p_{кс}$), ресивере (p_p), и командное перемещение штока РР (h).

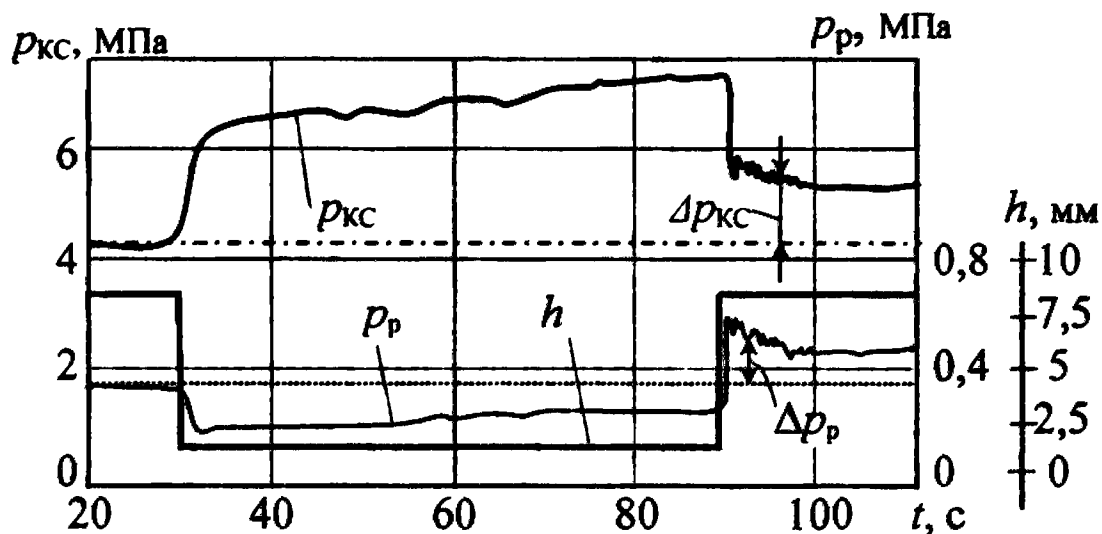


Рис. 2.33. Фрагмент осциллограммы для двигательной установки, полученной при ОСИ по программе изменения режимов «А»

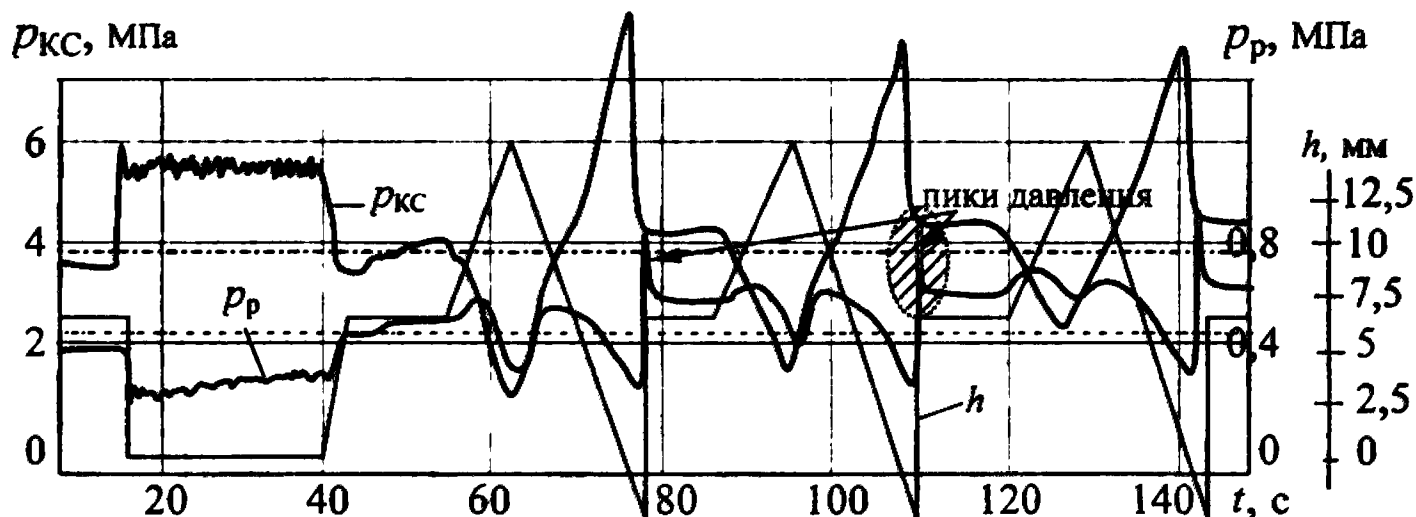


Рис. 2.34. Фрагмент осциллограммы для двигательной установки, полученной при ОСИ по программе изменения режимов «Б»

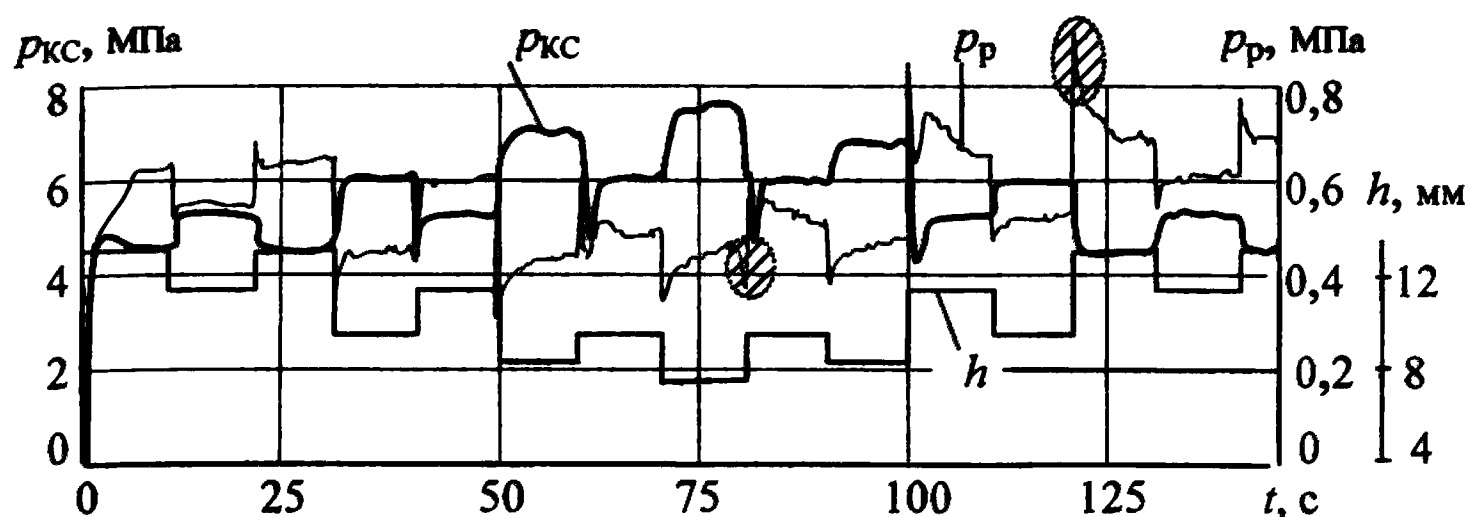


Рис. 2.35. Фрагмент осциллограммы для двигательной установки, полученной при ОСИ № 1 по программе изменения режимов «В»

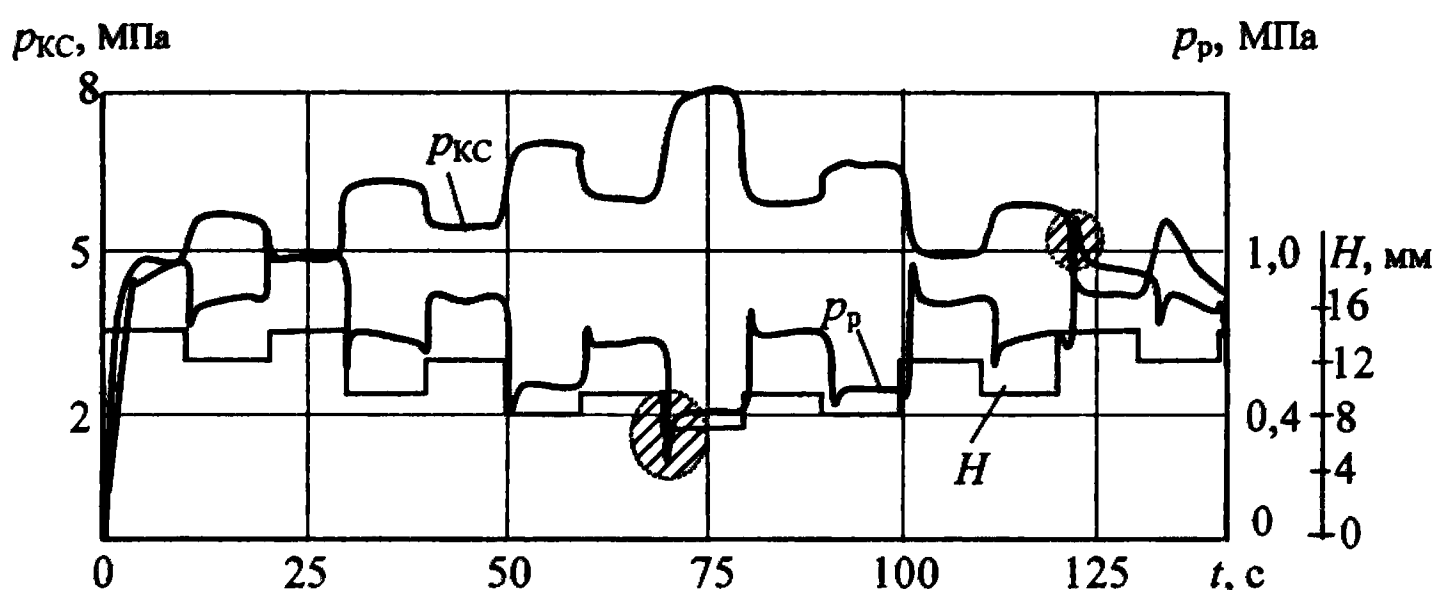


Рис. 2.36. Фрагмент осциллограммы для двигательной установки, полученной при ОСИ № 2 по программе изменения режимов «В»

Для упрощения анализа предположим, что одному и тому же положению штока в разные моменты работы соответствует одна и та же площадь критического сечения регулятора (на практике это условие недостаточно корректно). Поскольку расчетная площадь горения должна быть постоянной ($S = \text{const}$), то и уровни давления в КС и ресивере при одном и том же положении штока, но в разные моменты работы также должны быть одинаковыми. Однако анализ приведенных осциллограмм показал, что при одном и том же положении штока РР на стационарных участках режимов в разные моменты работы наблюдаются заметные отличия давления в КС и, что особенно важно, отличия давления в ресивере от исходного.

Так, значение относительного отклонения давления в КС $\frac{(p_{\text{КС}})_i - (p_{\text{КС}})_0}{(p_{\text{КС}})_0}$ в разных опытах составляло от 10 до 24 %, анало-

гичное значение отклонения давления в ресивере еще больше: от -10 до $+38\%$. И это несмотря на то, что в РДУ было использовано топливо с сильным эффектом самостабилизации ($\nu = -2,7$). Кроме того, несмотря на малую глубину регулирования по расходу ($\bar{m}_{\max} <$

2) и скорости изменения площади критического сечения $\frac{dF}{dt}$ порядка

10 МПа/с , зарегистрировано неприемлемое перерегулирование по расходу (заброс до $1,38$, провал до $0,9$). Для наглядности отдельные забросы и провалы давления на осциллограммах выделены. Две последние осциллограммы (см. рис. 2.35, 2.36) относятся к идентичным условиям проведения ОСИ: одинаковая циклограмма смены режимов, одинаковые размеры и настройка регулятора, заряды изготовлены из одной партии топлива. Отчетливо видно, что во всех ОСИ наблюдается несоответствие не только внутрикамерного давления, но и расхода одинаковому положению штока регулятора в разные моменты времени.

Две характерные осциллограммы $p = f(t)$, полученные при испытании экспериментальной регулируемой установки (рис. 2.37) с зарядом из топлива с высокой чувствительностью скорости горения от давления ($\nu = 0,8$), представлены на рис. 2.38 и 2.39.

При испытании установки с двумя стационарными режимами давления (см. рис. 2.38) время переключения штока с одного положения на другое составляло $0,18 \text{ с}$. Достаточно стабильное воспроизведение давления было получено на минимальном режиме при $p_{\text{уп}} = 2 \text{ МПа}$.

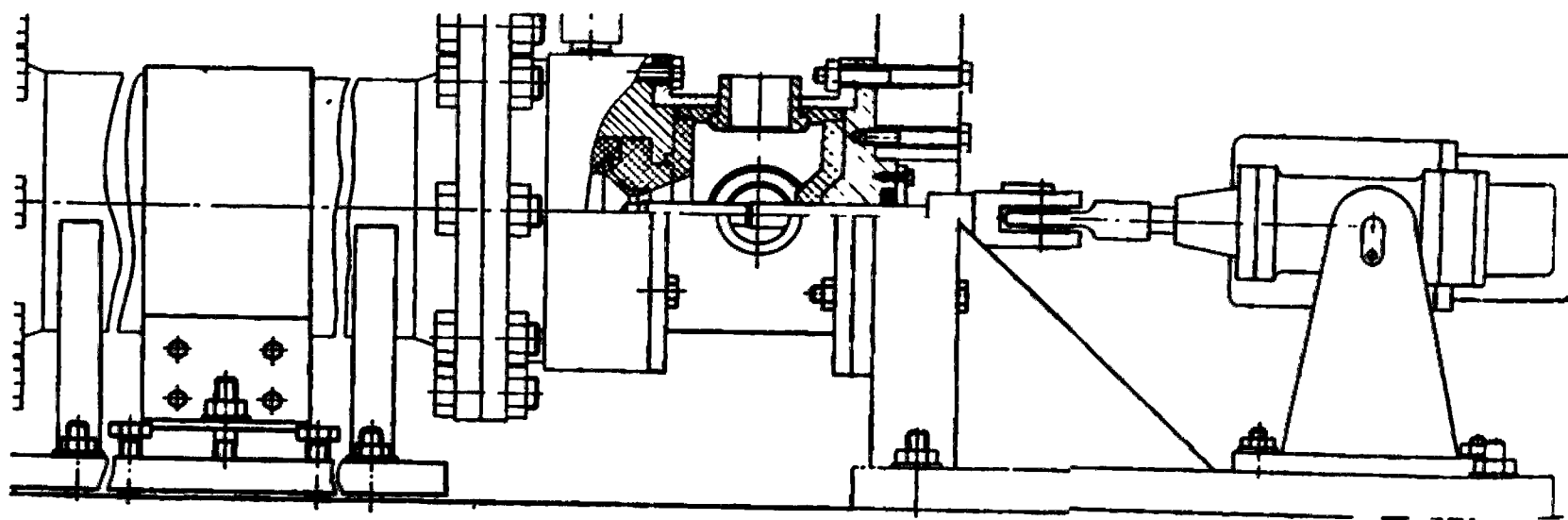


Рис. 2.37. Схема стендовой установки с внешним приспособлением для регулирования критического сечения

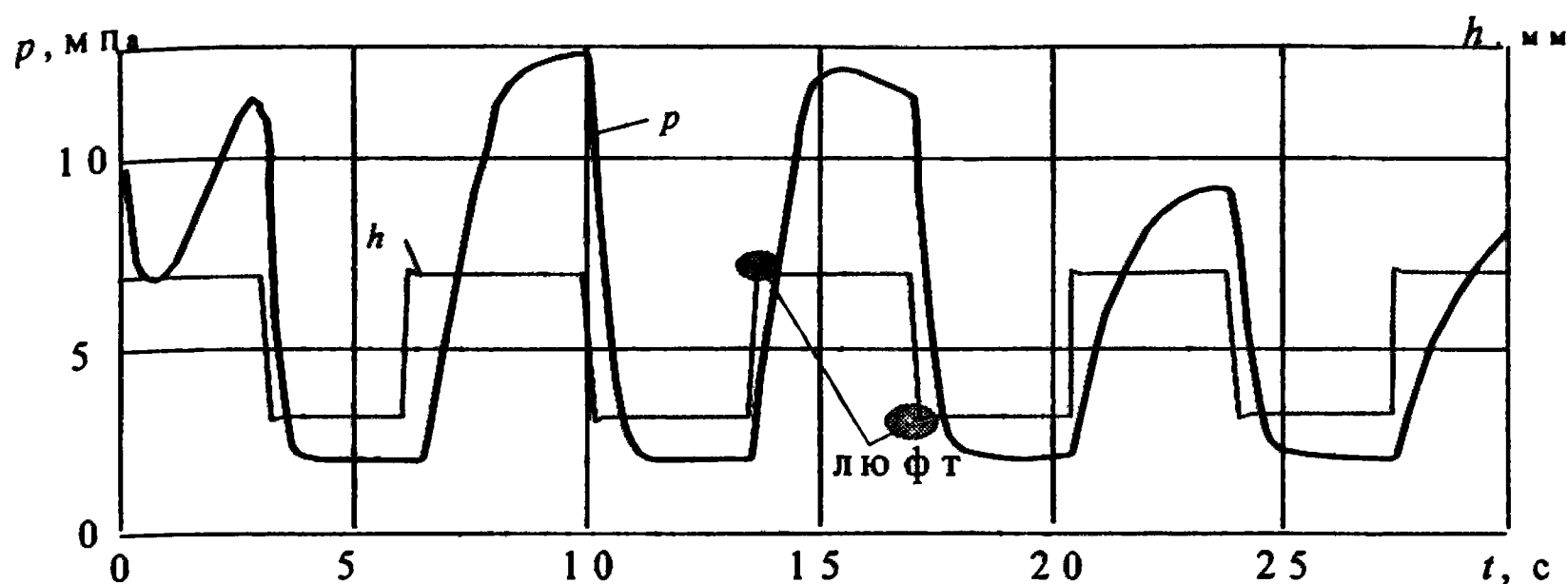


Рис. 2.38. Фрагмент осциллограммы ОСИ двигательной установки с двумя стационарными режимами по давлению ($F_{\min} = 0,0769 \text{ см}^2$; $F_{\max} = 0,138 \text{ см}^2$)

На режиме повышенного давления при одинаковом положении штока не только наблюдался разброс максимального уровня давления (более 30 %), но практически отсутствовал горизонтальный участок (стационарный режим). Последнее объясняется тем, что время реального переходного процесса на максимальный режим превышало программное время выдержки регулятора в фиксированном положении (3 ... 4 с).

Время спада давления с 11,2 до 2 МПа составило 0,9 с, что соответствовало скорости спада давления 10,2 МПа/с. Кроме того, датчик перемещений, установленный на РМ, зафиксировал в конце каждого перемещения люфт в 3,5 %, который исчезал через ~0,2 с. В другом ОСИ реализована циклограмма, включающая три цикла подъема и спада давления с четырьмя стационарными режимами (см. рис. 2.39). Только для двух стационарных уровней давления 2,2 и 3 МПа получены относительно стабильные воспроизведения на трех циклах. В остальных случаях воспроизводимости не получено.

Большим разнообразием программ смены режимов, реализованных в ОСИ, характеризовалась стендовая двигательная установка (рис. 2.40).

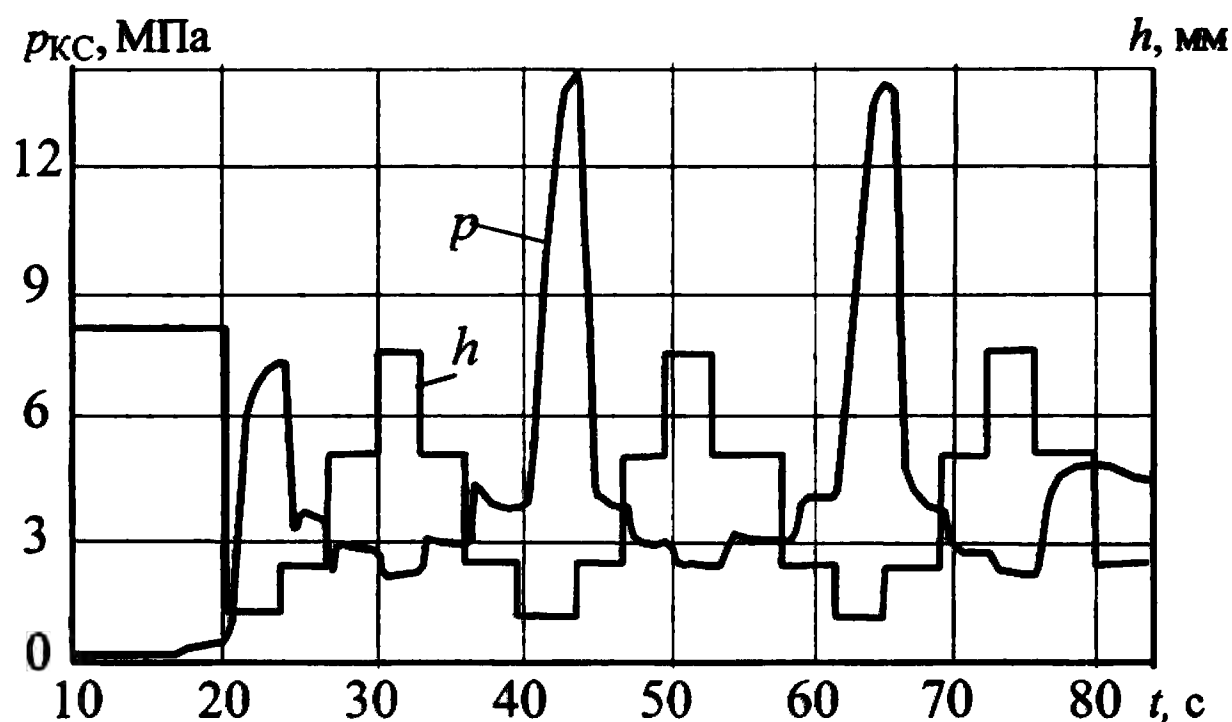


Рис. 2.39. Фрагмент осциллограммы ОСИ двигательной установки с четырьмя стационарными режимами по давлению



Внешнее регулирующее устройство со снятым рулевым приводом

Рис. 2.40. Крупногабаритная установка на стенде для исследования ВБХ при глубоком регулировании

На рис. 2.41 представлен фрагмент осциллограммы ОСИ № 3 этой ДУ. Отличительные особенности этого испытания: широкий диапазон регулирования давления и практическое отсутствие стационарных режимов (кроме самого минимального давления) при фиксации положения исполнительного элемента регулятора режима на каждом режиме в течение 12 с. Длительность переходного процесса по давлению достигала 6 ... 9 с. Подобный же результат зафиксирован в ОСИ № 9, но при более узком диапазоне изменения давлений в КС и большем количестве циклов смены режима (рис. 2.42 – 2.45).

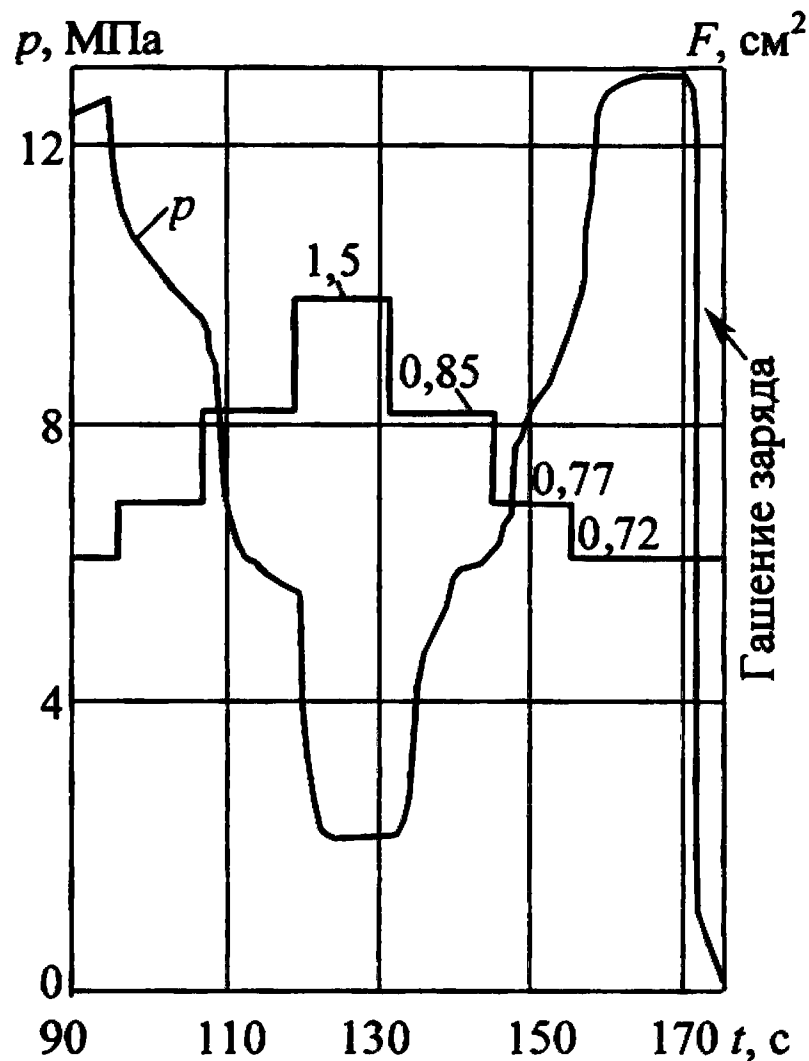


Рис. 2.41. Фрагмент осциллограммы ОСИ № 3 регулируемой ДУ

Нет четкой воспроизводимости даже для соседних участков циклограммы с одинаковой площадью критического сечения $F_{кр}$. Максимальное значение $F_{кр} = 5,08 \text{ см}^2$, минимальное – $2,86 \text{ см}^2$, промежуточное – $3,8 \text{ см}^2$.

Предельное отклонение давления на шести стационарных участках повышенного режима составило 31 %. Для минимального режима отклонений нет, однако нет и стационарного процесса. Переходный процесс составил $\sim 8 \text{ с}$.

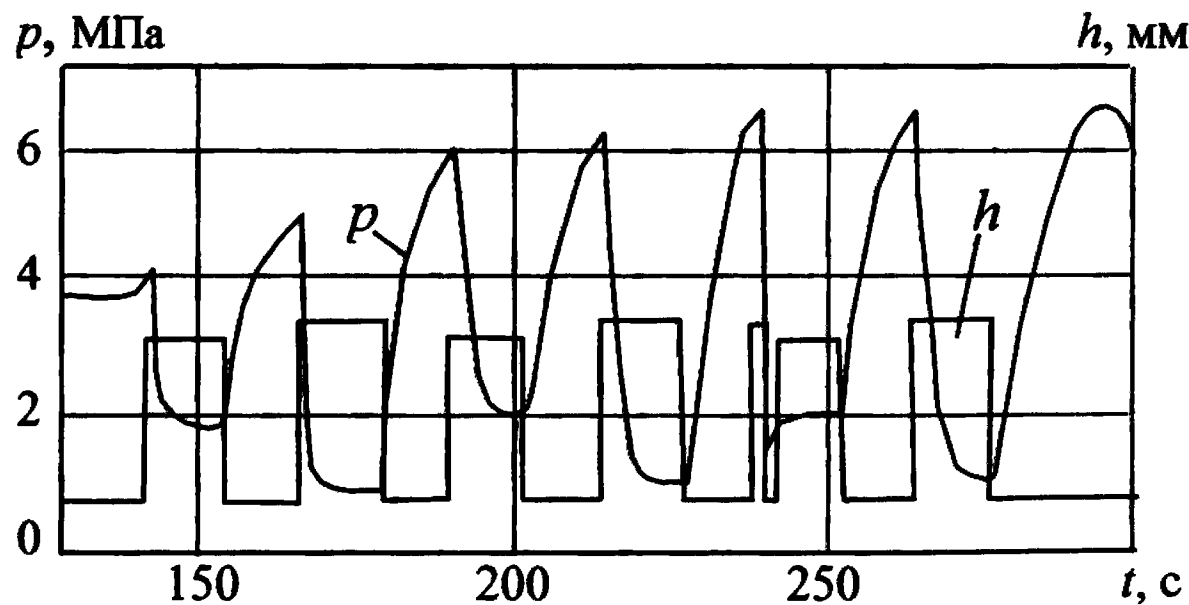


Рис. 2.42. Фрагмент осциллограммы ОСИ № 9

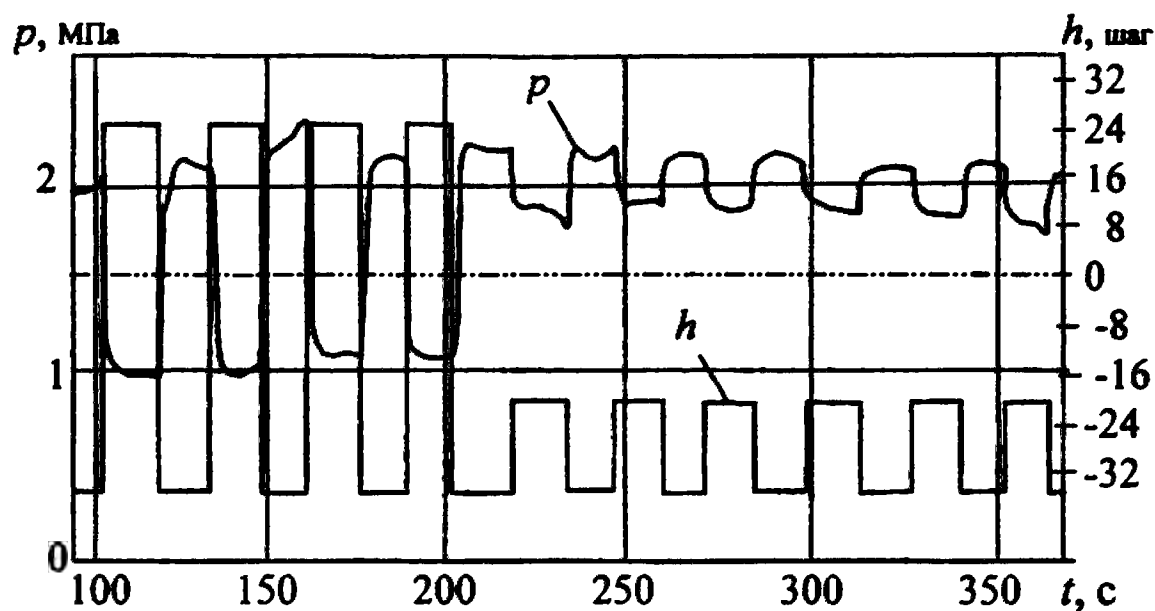


Рис. 2.43. Фрагмент осциллограммы ОСИ № 10

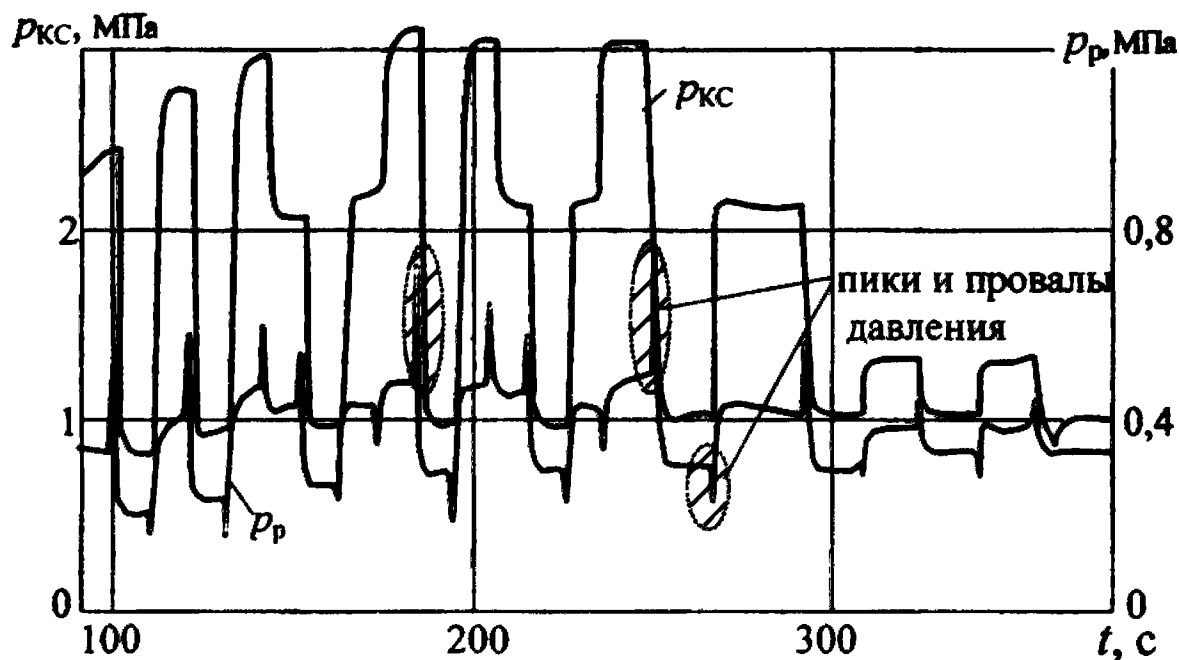


Рис. 2.44. Фрагмент осциллограммы ОСИ № 11 по внутрикамерному и ресиверному давлению [Отчетливо прослеживаются взрывы и провалы ресиверного давления (расхода) на переходных режимах]

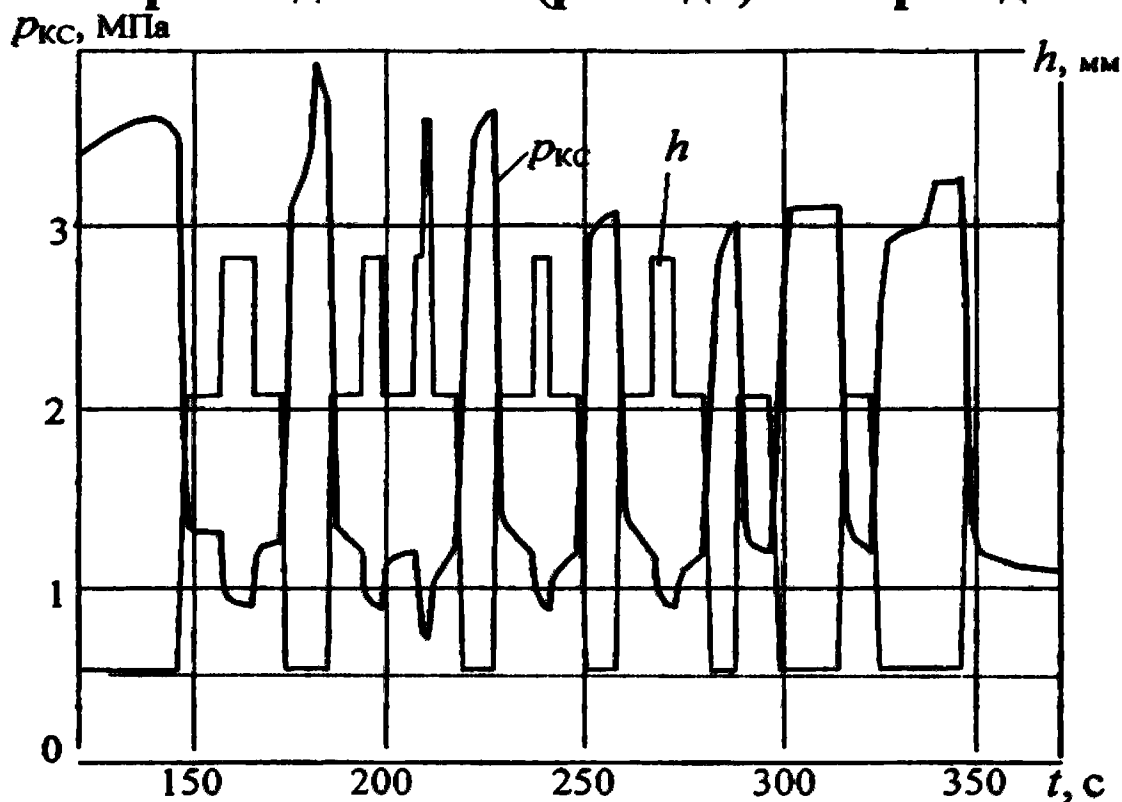


Рис. 2.45. Фрагмент осциллограммы ОСИ ОП-200 № 14

Дополним анализ экспериментальных материалов (осциллограмм) исследований данными, полученными другими авторами и организациями в разное время для разных программ и условий испытаний.

Схема УЭУТТ, разработанная ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева» [22], показана на рис. 2.46. На рис. 2.47 представлен фрагмент осциллограммы испытания этой УЭУТТ.

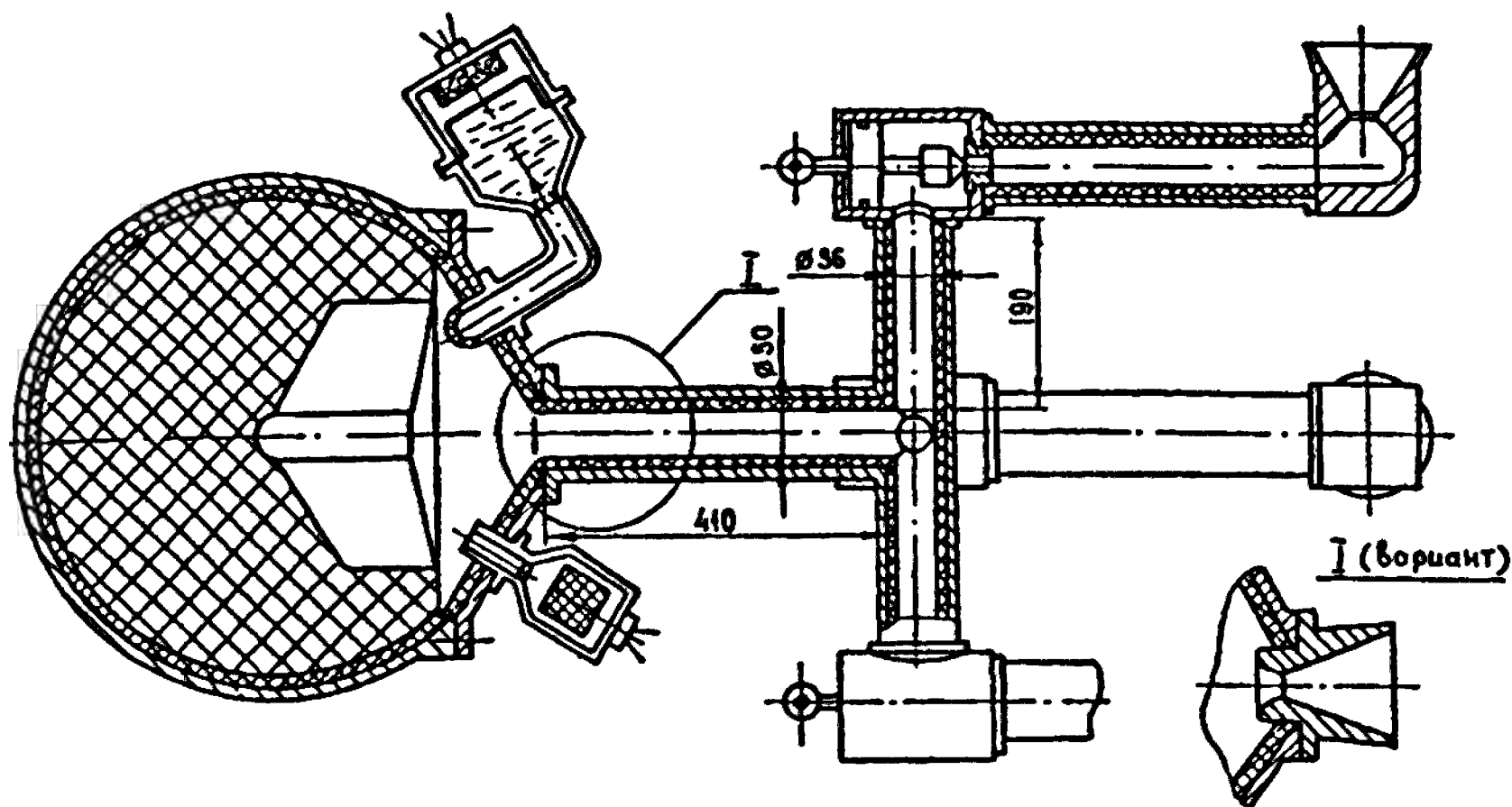


Рис. 2.46. Схема экспериментальной УЭУТТ, разработанная ГРЦ «КБ им. академика В.П. Макеева»

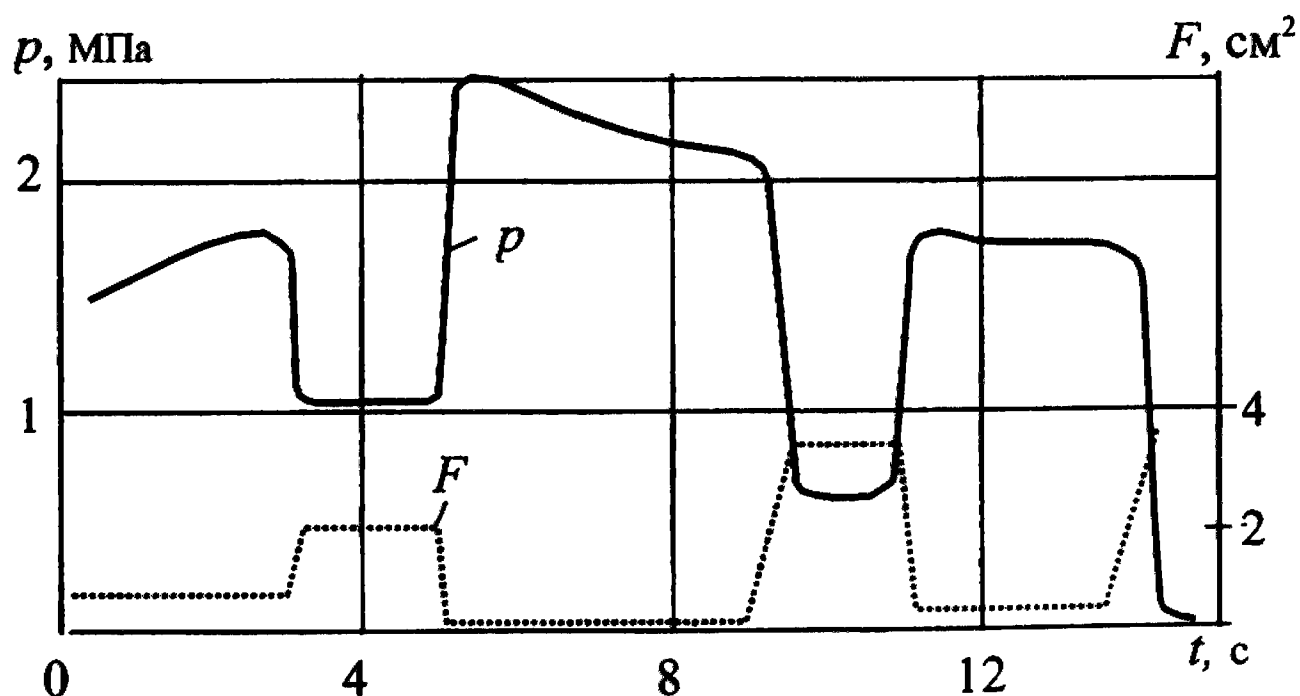


Рис. 2.47. Осциллограмма ОСИ УЭУТТ [22]

Во время ОСИ произведено пять переключений суммарной площади критических сечений. Благодаря малой глубине регулирования давления, малому времени функционирования, невысокой скорости изменения площади критического сечения получены приемлемые по качеству переходные процессы. Однако в интервале между 5 и 9 с на режиме повышенного давления вместо стационарного участка с постоянным давлением получен дегрессивный характер режима. Изменение уровня давления (и тяги) на этом участке составило $\sim 20\%$.

На рис. 2.48 показана осциллограмма по отработке маршевой РДУ с глубиной регулирования по тяге 4 и глубиной регулирования по давлению $\sim 10 - 12$.

Несмотря на малое время работы РДУ ~ 16 с, относительно большие площади критического сечения $F_{кр}$ (более 10 см^2) и большое число проведенных ОСИ, разработчикам не удалось добиться достаточной стабильности стационарных давлений и величин тяг.

Дополним обзор экспериментальных данных несколькими примерами зарубежных разработок с исследованиями РДУ. В работе В. Дуброу [19] приведена осциллограмма ОСИ модельной установки с зарядом торцевого горения диаметром 76 мм и длиной до 127 мм (рис. 2.49).

На рис. 2.49 отчетливо видно, что переходный процесс КС при нарастании давления затянут. В результате при первом (кратковременном) включении повышенного режима не удалось получить стационарный участок, а для двух последующих наблюдается плохая воспроизводимость.

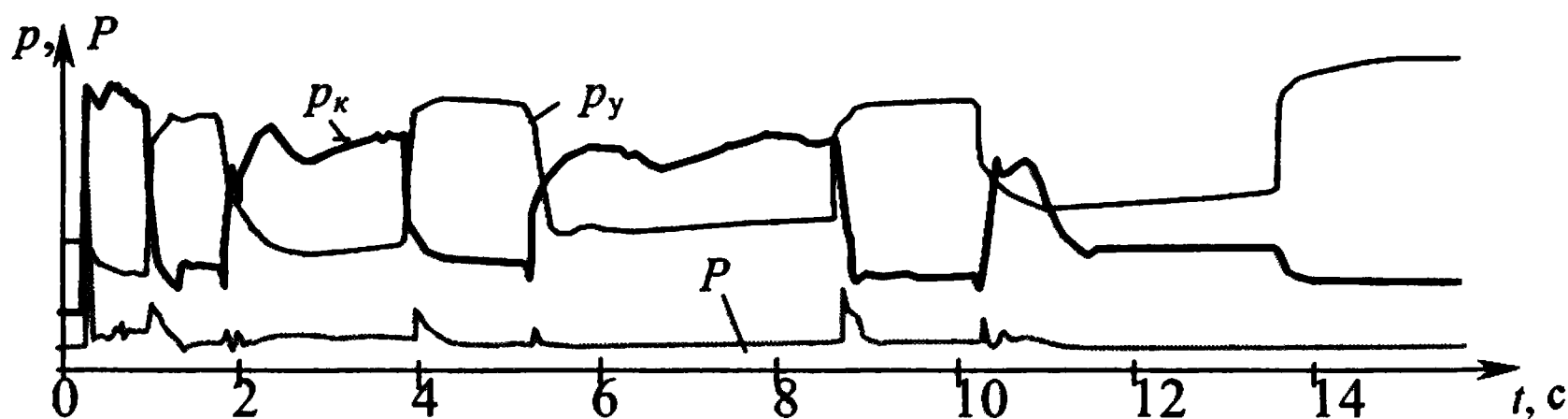


Рис. 2.48. Осциллограмма ОСИ маршевой РДУ

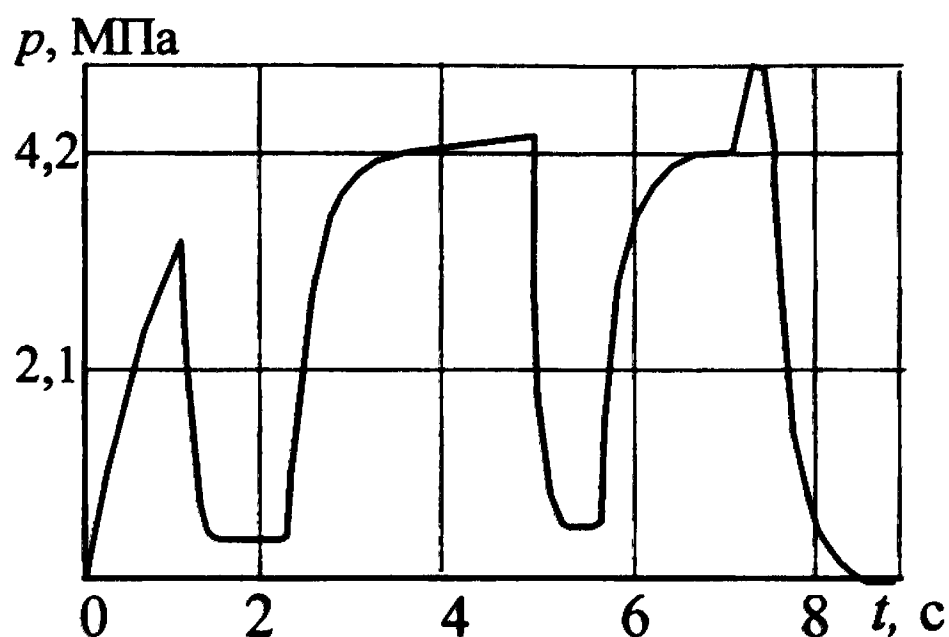


Рис. 2.49. Изменение давления для двухрежимной стендовой установки [19]

Подобные результаты получены и Gale [82] в Лаборатории ракетных двигателей Военно-воздушных сил США (рис. 2.50).

На рис. 2.51 представлены осциллограммы двух ОСИ прототипа РДУ к «Трайидент-С4», полученные при реализации программы создания управляющего двигателя фирмой «Lockheed missiles & Space Co» при идентичных параметрах и одинаковых внешних условиях ($T_3 = 23^\circ\text{C}$) [94].

По осциллограмме видно, что, во-первых, в обоих ОСИ достигнута хорошая воспроизводимость по времени (за исключением конца работы) смены режимов и поддержания уровня давления на маршевом режиме. В то же время заметно, что от цикла к циклу уровень давления управляющего режима монотонно поднимается.

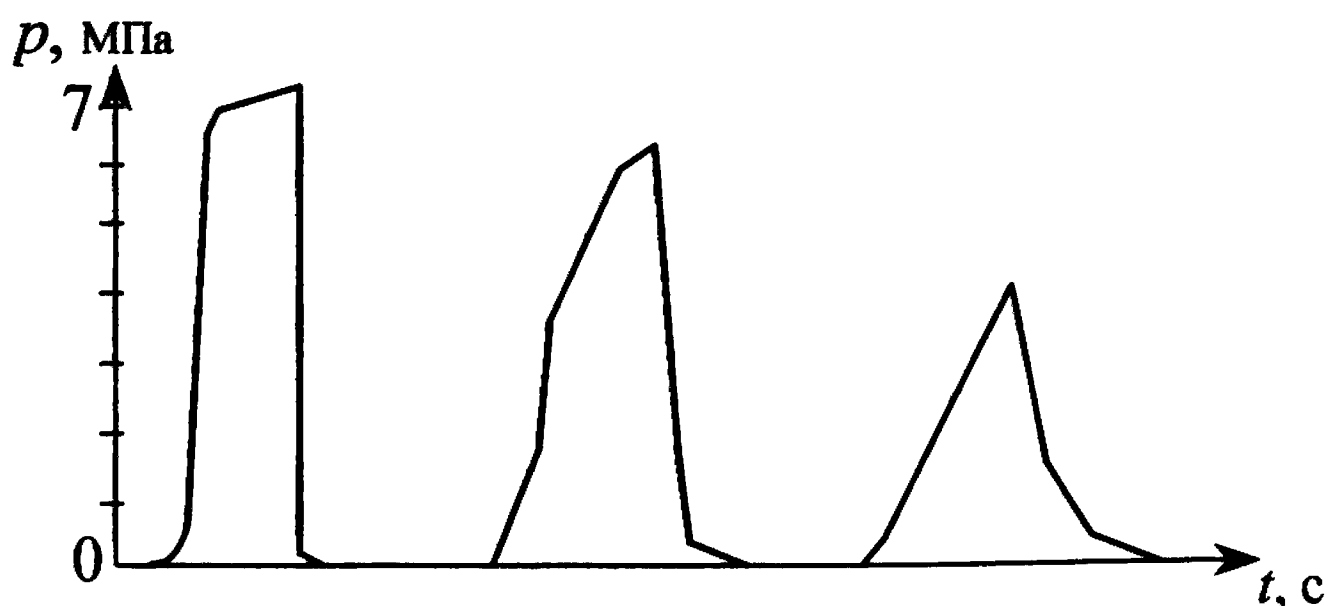


Рис. 2.50. Влияние свободного объема на характер переходных процессов [82]

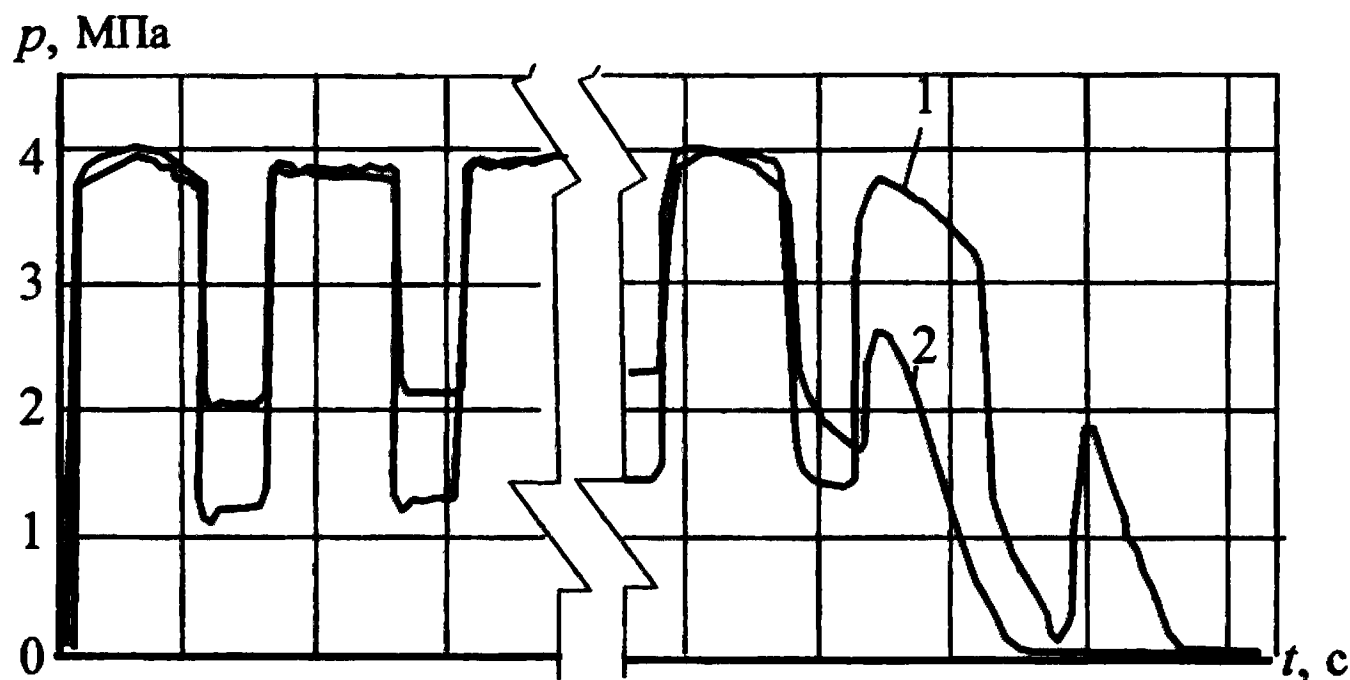


Рис. 2.51. Осциллограммы изменения давления в ГГ во время ОСИ экспериментальных РДУ [94]

Отклонение стационарного управляющего давления в конце работы к давлению в начале ОСИ составило $\sim 25\%$. Во-вторых, в сопоставляемых ОСИ отчетливо видно различие для одних и тех же циклов уровня управляющего давления; разница достигала $0,8$ МПа, или $\sim 62\%$. Кроме того, существенно различие по характеру зависимости $p = f(t)$. Таким образом, можно констатировать отсутствие полной воспроизводимости даже для РДУ с малой глубиной регулирования тяги (< 2).

На рис. 2.52 приведены совмещенные осциллограммы пяти циклов запуска ОСИ № 4 для стендовой РДУ, разработанной фирмой «Aerojet Solid Propulsion» (схема экспериментального двигателя показана на рис. 2.53) [90 – 93].

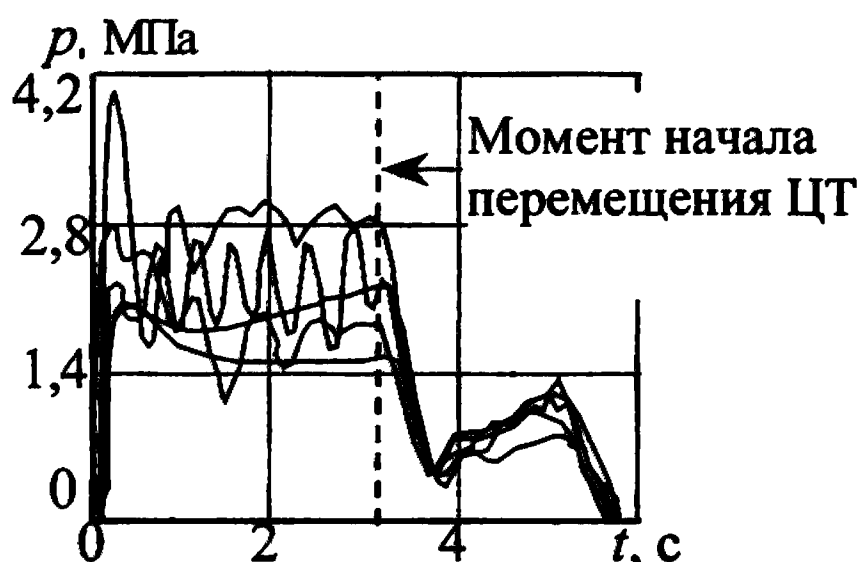
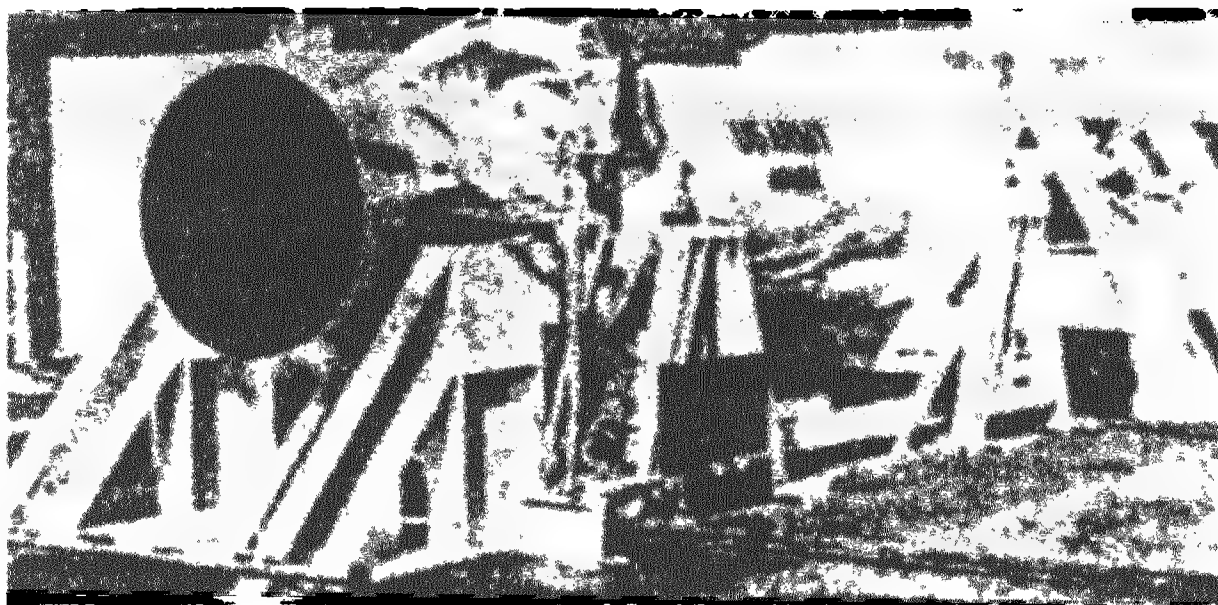


Рис. 2.52. Осциллограммы изменения давления для пяти запусков РДУ ОСИ № 4



**Рис. 2.53. Общий вид экспериментальной РДУ
антиракеты на стенде [90]**

Изменение площади критического сечения в каждом запуске производилось однократно в промежутке времени $3 \dots 3,2$ с и только в сторону увеличения. На рис. 2.52 видно, что воспроизводимость кривых давления от запуска к запуску невысокая, особенно на повышенном режиме тяги.

Значения давления в 3 первые секунды работы различались более чем в 2 раза! Для этого двигателя наблюдаются низкочастотные колебания внутрикамерных процессов по давлению и тяге, обусловленные неустойчивостью положения исполнительного элемента — центрального тела регулятора.

Таким образом, материалы, приведенные для нормально функционирующих двигателей различного класса и назначения, показывают невысокую параметрическую стабильность: недостаточную воспроизводимость и стабильность тяги (ресиверного давления) на стационарных режимах, затянутость переходных процессов и высокую степень перерегулирования. При сопоставительном анализе различных испытаний выявлен ряд тенденций. С увеличением диапазона изменения внутрикамерного давления наблюдается ухудшение качества переходных процессов (возрастает длительность и уровень заброса или провала тяги). С увеличением общего времени функционирования усиливаются отклонения стационарных давлений в КС (и ресивере, если нет обратной связи от СУ). Эта тенденция особенно заметна для ДУ с временем работы более 150 с. Выявлена также недостаточная воспроизводи-

мость результатов для двигателей одной конструкции, комплектации и начальной настройки от опыта к опыту при идентичной программе смены режимов.

Следовательно, опираясь на имеющиеся экспериментальные материалы, можно сделать вывод о том, что требования, обуславливающие необходимую техническую эффективность РДУ, фактически не достигнуты. Этот вывод во многом объясняет причины недостаточного внедрения РДУ.

2.1.5. НЕТРАДИЦИОННЫЕ СХЕМЫ ИЗМЕНЕНИЯ ПЛОЩАДИ КРИТИЧЕСКОГО СЕЧЕНИЯ СОПЛА

Недостатки конструкций с управлением площадью критического сечения сопла посредством центрального тела заставляют искать более оптимальные способы управления площадью горловины сопла. Один из таких способов основан на известном свойстве гиперboloида вращения, заключающемся в том, что его поверхность состоит из семейства прямолинейных образующих (рис. 2.54). При фиксированной величине радиусов направляющих окружностей R и r и длине L образующих стержней параметры гиперboloида (например, площадь горловины) являются функцией от угла φ разворота вокруг продольной оси направляющих окружностей друг относительно друга. При этом площадь горловины гиперboloида определяется углом φ :

$$F_{\text{кр}} = \begin{cases} \pi r^2 & \text{при } 0 \leq \varphi \leq \arcsin \frac{r}{R}, \\ \pi r^2 \frac{\rho}{\left(\frac{\rho - \cos \varphi}{\sin \varphi}\right)^2 + 1} & \text{при } \arcsin \frac{r}{R} < \varphi \leq \pi, \end{cases} \quad (2.28)$$

где $\rho = \frac{R}{r}$.

Расстояние между направляющими окружностями (высота гиперboloида) зависит от угла φ :

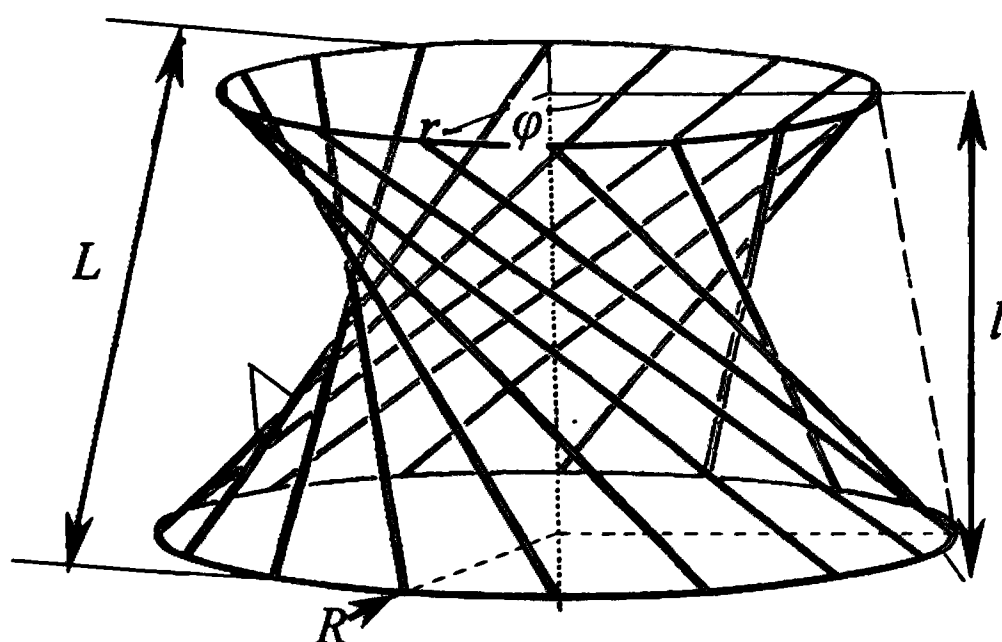


Рис. 2.54. Геометрия управляемого элемента сопла на основе гиперboloида вращения

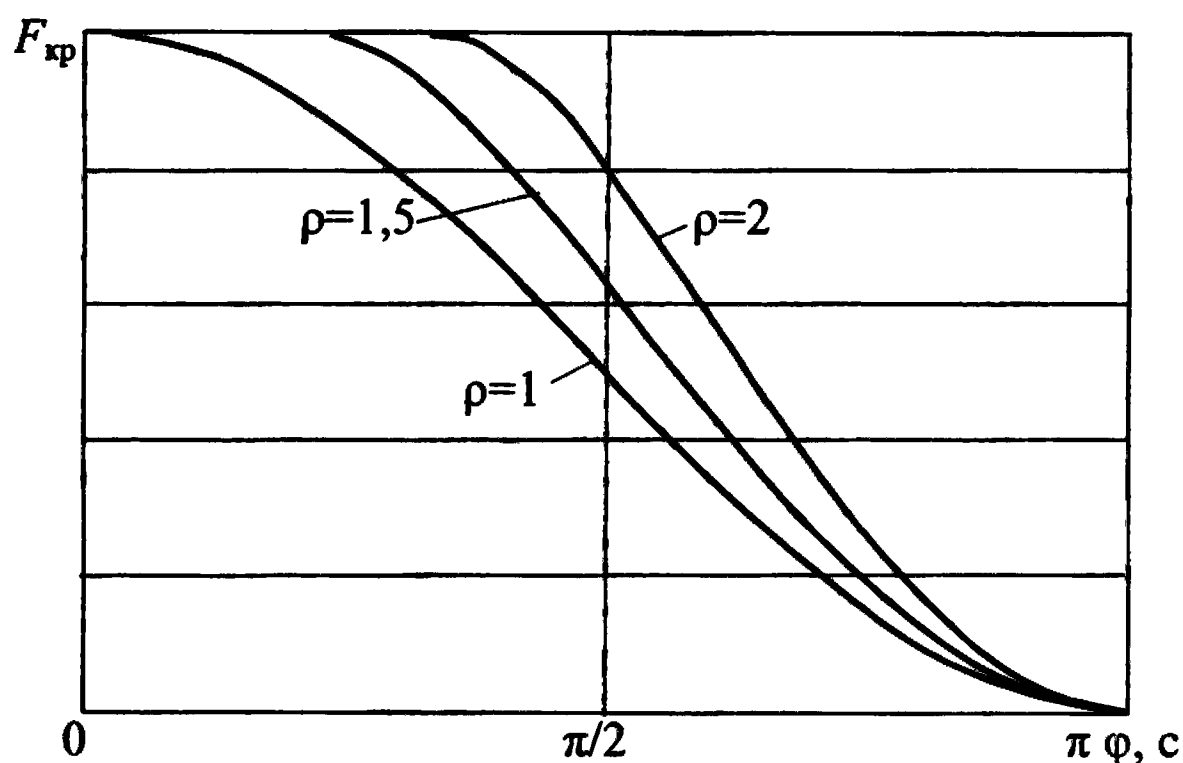


Рис. 2.55. Зависимость площади критического сечения сопла от угла разворота

$$l = r \sqrt{\left(\frac{L}{r}\right)^2 - 1 - \rho^2 + 2\rho \cos \varphi}. \quad (2.29)$$

Зависимость $F_{кр} = f(\varphi)$ представлена на рис. 2.55, зависимость $l = f(\varphi)$ – на рис. 2.56. Использование приведенных свойств гиперboloида вращения для целей регулирования критического сечения сопла РДТТ позволяет при предельной конструктивной и кинематической простоте совместить устройство регулирования величины тяги с подвесом сопла (рис. 2.57) для управления в каналах

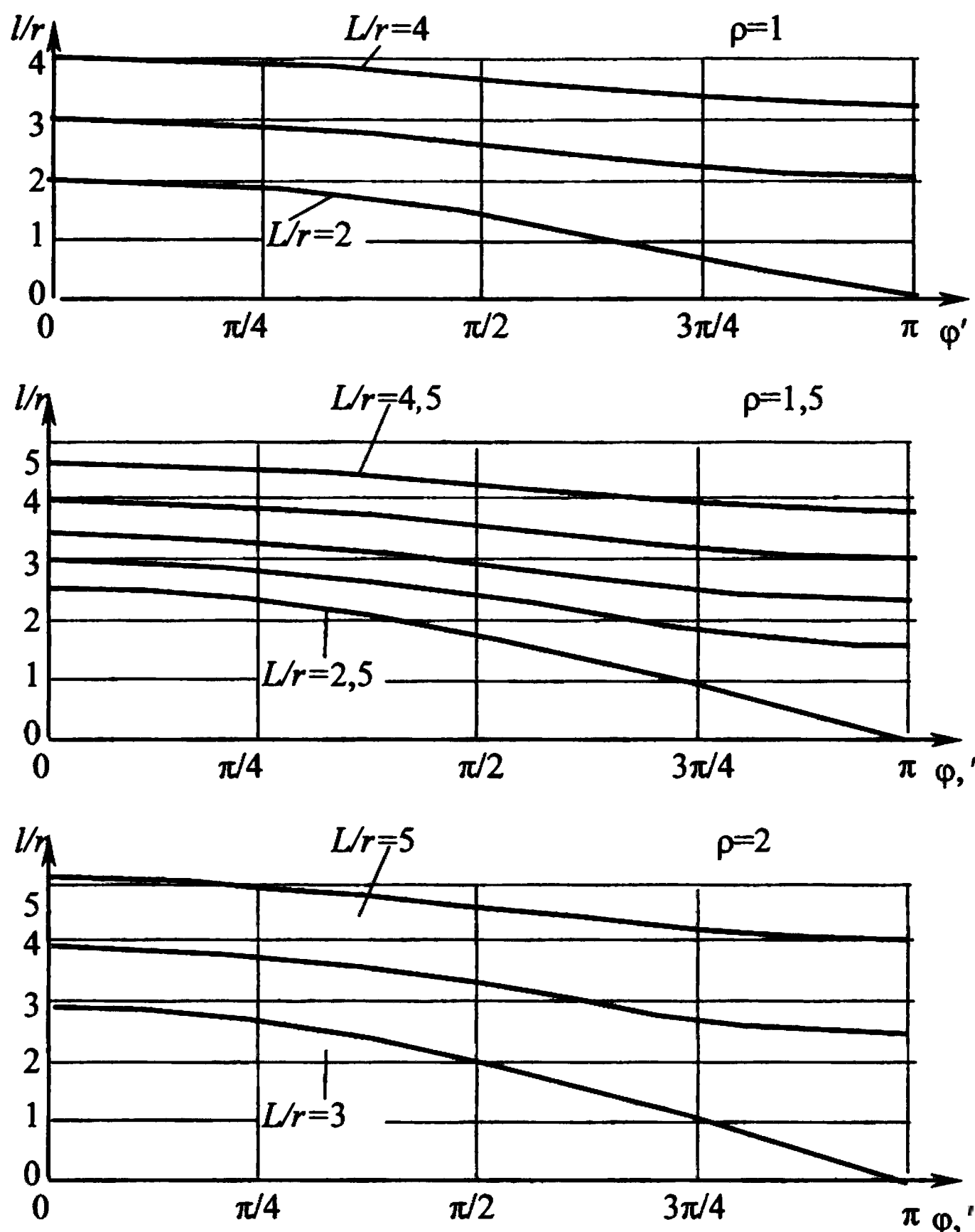


Рис. 2.56. Зависимость высоты гипербоида от угла разворота

тангажа и рыскания, а управление площадью критического сечения и отклонение сопла по тангажу и рысканию осуществлять одними и теми же рулевыми машинками (рис. 2.57, 2.58) [48].

На неподвижной части сопла 2 (см. рис. 2.57 и 2.58) установлен сферический шпангоут 3, который образует подвес типа «горячий шар», позволяющий отклонить сопло в каналах тангажа и рыскания. Сферический шпангоут 3 имеет внутреннюю цилиндрическую поверхность, по которой с ним контактирует размещенный на подвижном шпангоуте с возможностью поворота вокруг продольной

оси и продольного перемещения раструб 4 сопла. Раструб 4 связан с подвижным шпангоутом 3 системой косонаправленных стержней (или нитей) 5, образующих однополостной гиперboloид вращения.

Газопроницаемость поверхности гиперboloида (со стороны камеры сгорания) приводит к установлению в тороидальной полости 6 некоторого давления, которое, воздействуя на торец раструба 4, обеспечивает натяжение нитей 5. Регулировать (повышать) это давление (т.е. натяжение нитей 5) можно посредством дополнительной газосвязи 8 с камерой сгорания либо посредством специального газогенератора 7, выполненного из охлаждающего (сублимирующего) состава, размещенного в тороидальной полости 6.

Суммарная степень негерметичности тороидальной полости со стороны камеры сгорания (за счет зазоров между нитями и дополнительной газосвязи) может иметь сколь угодно большое значение. Величина задросселированного (текущего мимо основного критического сечения) газового потока в тороидальной полости будет зависеть в основном от степени газопроницаемости закритической части гиперboloида, которая в крайнем ($F_{кр\ max}$) положении равна нулю ввиду исчезновения закритической части гиперboloида. При образующихся в процессе регулирования меньших значениях площади горловины гиперboloида данную конструкцию условно можно представить в виде трубы с внутренней проходной площадью $F_{кр\ max}$, в которую вводятся сетчатые (решетчатые) газопроницаемые шторки. Повышенное (по сравнению с незатененным проходным сечением трубы) гидравлическое сопротивление шторок обеспечивает регулирование (уменьшение) эффективной площади критического сечения трубы, т.е. тяговых характеристик сопла.

Снижение влияния негерметичности на тяговые характеристики сопла обеспечивается увеличением гидравлического сопротивления на пути задросселированного потока через закритическую часть гиперboloида. Например, со стороны тороидальной полости 6 на расширяющуюся часть гиперboloида устанавливается манжета 9, выполненная из углетрикотажа. Манжета перекрывает (дросселирует) щели между нитями, образующими гипербо-

лоид. Отметим, что часть газа, текущая через закритическую часть гиперboloида, соединяется с основным потоком при дальнейшем течении в раструбе сопла и участвует в создании тяги сопла.

Работоспособность системы, образующей однополостной гиперboloид вращения, определяется теплоэрозионной стойкостью косонаправленных стержней (нитей) 5. Для многих типов низкокалорийных топлив уносы УУКМ в критическом сечении практически отсутствуют. В случае использования топлив с большим окислительным потенциалом скорость уноса монолитных УУКМ составляет $\sim 0,1$ мм/с. Вдув охлаждающего газа из тороидаальной полости через щели между косонаправленными стержнями уменьшает этот унос.

Управление величиной тяги двигателя (т.е. площадью критического сечения сопла) производится синхронным движением штоков всех четырех рулевых машинок 10, закрепленных посредством пантографов 11 на корпусе 1. При этом осуществляется поворот раструба 4 вокруг продольной оси подвижного шпангоута 3 на угол $\Delta\phi$, вызывающий изменение площади критического сечения сопла (см. рис. 2.58).

Управление направлением тяги двигателя по каналам тангажа и рыскания производится движением штоков только двух диаметрально противоположных рулевых машинок 10. Одной парой производится управление по тангажу, другой парой – по каналу рыскания.

2.2. УПРАВЛЕНИЕ ЭУТТ С ПОМОЩЬЮ ТЕПЛОВОГО НОЖА

При подводе теплопроводящего (разогретого в камере сгорания) материала к горячей поверхности заряда РДТТ в месте его контакта с топливом происходит увеличение скорости горения твердого топлива, вызванное ростом интенсивности теплообмена. Этот эффект используется при создании РДТТ, регулируемых при помощи теплового ножа (ТН), представляющего собой трехмерную решетку из тугоплавких материалов. Элементы решетки, соприкасающиеся с поверхностью заряда, в месте контакта провоцируют повышение местной скорости горения в n раз

$$n = \frac{u_m}{u},$$

где u_m – местная (в точке касания) скорость горения; u – исходная скорость горения топлива.

Этот коэффициент усиления n зависит от характеристик топлива и материала ТН, давления прижатия ТН к торцу заряда и других параметров, влияющих на процесс горения в зоне контакта ТН с топливом. В результате такого местного увеличения скорости горения топлива происходит перестройка поверхности горения, которая превращается из плоской в рельефную. Проиллюстрируем этот процесс на простейшем примере (рис. 2.59).

Тепловой нож в данном случае выглядит в виде точки, расположенной на оси заряда и кольца с плоской контактной кромкой. Начальная поверхность горения – плоский торец. На этом же рисунке представлены четыре конфигурации поверхности горения в процессе перехода двигателя с режима минимальной тяги на режим максимальной тяги (I – IV) и еще две (V, VI) в процессе перехода вновь на режим минимальной тяги. При этом $\sin \alpha = 1/n$. Очевидно, что комплекс Su , определяющий газоприход с поверхности горения, при переходе на установившийся режим (режим максимальной тяги) увеличивается в n раз независимо от формы решетки: напротив элементов решетки – за счет увеличения скорости горения, а между элементами решетки – за счет увеличения поверхности горения. А время переходного процесса зависит от расстояния между элементами решетки ТН.

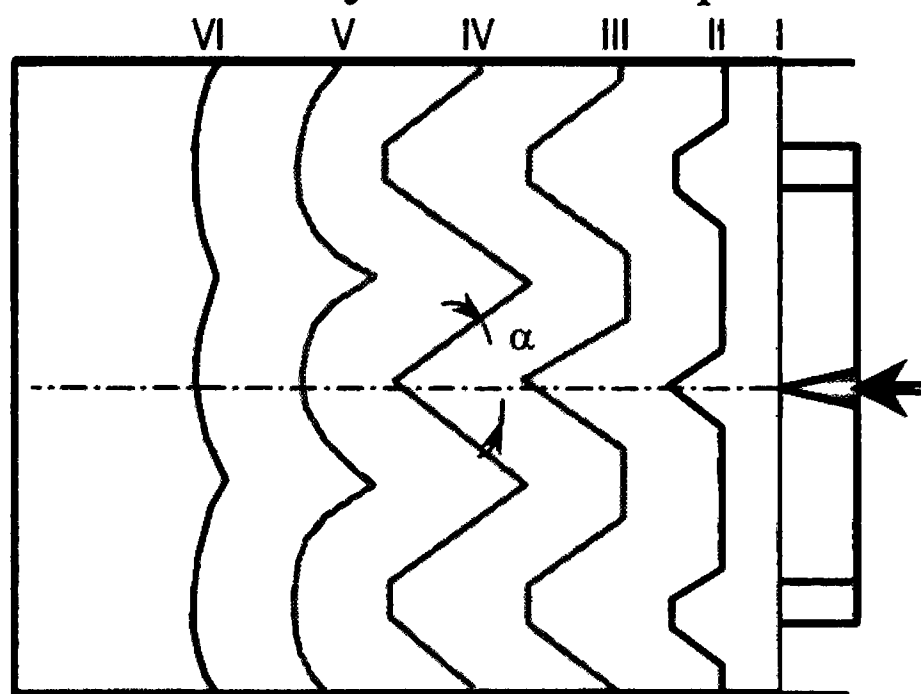


Рис. 2.59. Схема трансформации поверхности горения от воздействия ТН при постоянном прижатии его к торцу заряда:

I ... VI – последовательные положения поверхности горения

В зависимости от степени поджатия ТН к поверхности горения заряда, механических и теплофизических свойств твердого топлива на практике реализуются два режима форсирования: режим пиролиза и режим механического деформирования топлива [52].

В режиме пиролиза теплопроводящие элементы теплового ножа не контактируют с поверхностью горения заряда, а местная повышенная скорость горения обеспечивается за счет интенсивного теплообмена в местах максимального сближения ТН с твердым топливом. При значительном увеличении давления поджатия ТН к эластичному топливу пластины (иглы) ножа касаются поверхности ТТ, расплавляют компоненты топлива и выдавливают их через зазор в основную зону горения. Согласно современным представлениям о механизме горения расплавленное связующее превалирует в формировании скорости продвижения пламени в глубь поверхности топлива, поэтому можно предположить, что роль смазки при движении ТН в режиме врезания выполняет горючесвязующее.

Коэффициент форсирования n в режиме пиролиза определяется при принятии допущения о том, что местная повышенная скорость горения пропорциональна увеличению теплового потока в твердое топливо, вызванному присутствием ТН

$$n = \frac{u_m}{u} = \frac{q_{\text{ТН}}}{q_{\text{Г}}}, \quad (2.30)$$

где $q_{\text{ТН}}$ — тепловой поток в ТТ при наличии ТН; $q_{\text{Г}}$ — тепловой поток от газа в топливо при отсутствии ТН.

Как правило, элементы теплового ножа выполняются из тугоплавких материалов (молибдена, вольфрама) и имеют форму тупой или заостренной пластины или иглы с заострением или закруглением (рис. 2.60).

Коэффициент форсирования в режиме пиролиза определяется путем совместного решения тепловой и газодинамической задач. Для иглы со сферическим закруглением (см. рис. 2.60, *г*) зависимость между усилием поджатия N и коэффициентом форсирования n имеет вид

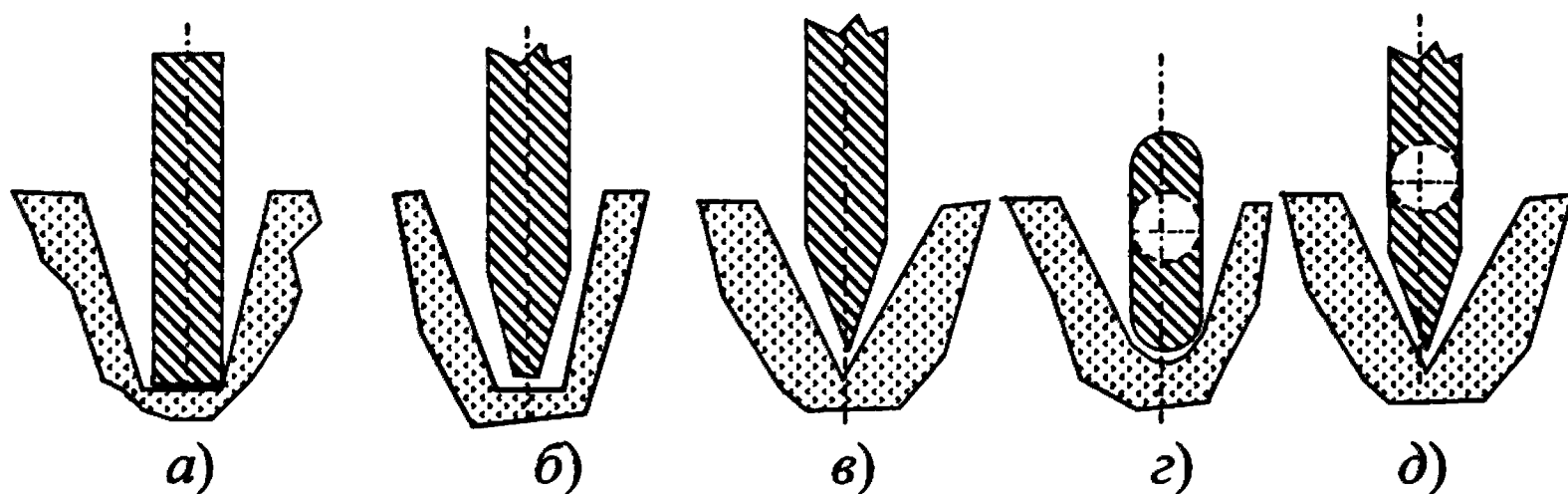


Рис. 2.60. Формы элементов теплового ножа:

a – тупая пластина; *б* – частично заостренная пластина;
в – острая пластина; *г* – игла со сферическим закруглением;
д – острая игла

$$N = \frac{6\pi r_n^3 \mu u \rho_T}{\delta_{\text{ззз}}^3 \rho_r} n \left(\frac{n-1}{n} \right)^2, \quad (2.31)$$

где r_n – радиус иглы теплового ножа; μ – вязкость газа; u – скорость горения топлива; ρ_T – плотность топлива; ρ_r – плотность газа; $\delta_{\text{ззз}}$ – ширина зазора между ТН и ТТ.

Для элементов ТН других форм зависимость типа (2.31) выглядит еще более сложно. Практическое использование формул типа (2.31) осложняется тем, что полный набор теплофизических констант для большинства топлив фактически отсутствует.

В сложившейся ситуации применимы три варианта определения коэффициента форсирования:

1. Если для конкретной марки топлива экспериментально установлена единая зависимость скорости горения от температуры поверхности ТТ, то, решая тепловую задачу, определяют температуру T_s , входят в график $u = f(T_s)$ и сразу же определяют местную повышенную скорость горения (рис. 2.61).

2. На модельной установке для данной марки твердого топлива и конкретной конфигурации ТН с учетом масштабного фактора определяется зависимость $n = f(p_n)$ (рис. 2.62) или $N = f(n)$, это по существу одно и то же (здесь p_n – давление поджатия ТН).

Рис. 2.61. Единая зависимость скорости горения от температуры поверхности для пороха:

• – $T_0 = 20^\circ\text{C}$; $\star$ – $p = 0,1$ МПа;
 $\square$ – $p = 2$ МПа

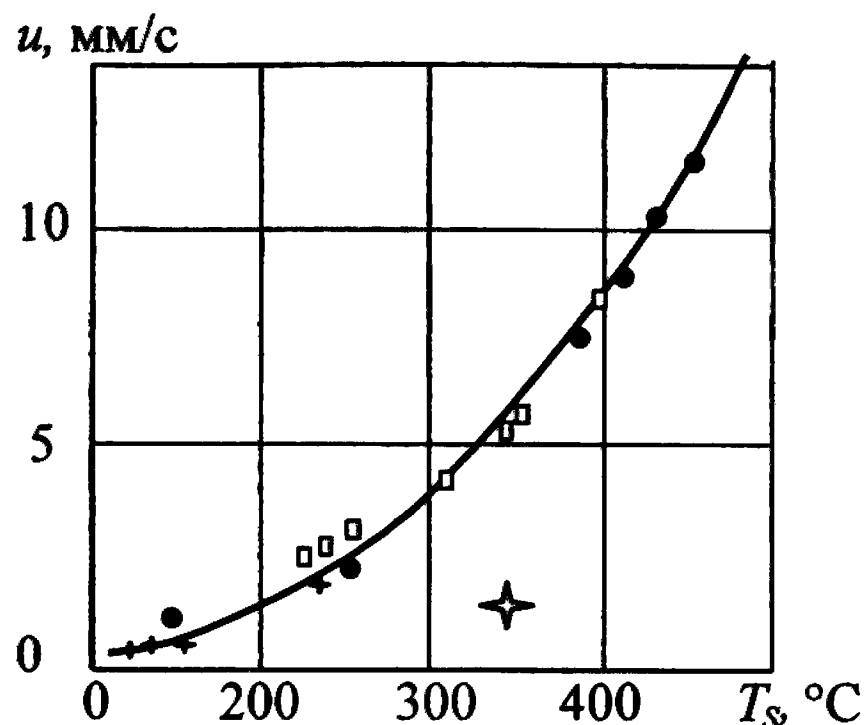
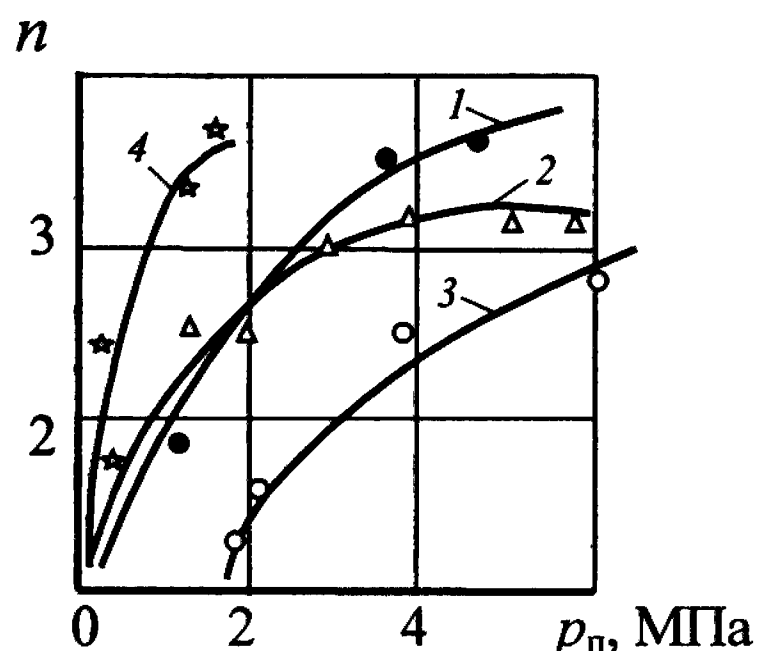


Рис. 2.62. Экспериментальная зависимость коэффициента форсирования от давления поджатия теплового ножа [52]:

1, 2, 3 – баллиститные топлива;
 4 – смесевое безметальное топливо;
 $\star$ – $T_r = 2260$ К; $\circ$ – $T_r = 1350$ К;
 $\bullet$ – $T_r = 1600$ К; Δ – $T_r = 1497$ К



3. Определение зависимости $n = f(p_n)$ проводится на установке, позволяющей изменять параметр p_n . По окончании (или даже в процессе проведения опыта) путем решения обратной задачи внутренней баллистики определяется вид функции $n = f(p_n)$. В этом случае достигается наивысшая точность экспериментального определения коэффициента форсирования.

При достижении местной скорости горения u_m , равной некоторому предельному значению $u_m^{\text{пред}}$, наступает такое условие, когда температура на поверхности острия ножа T_1 становится меньше температуры поверхности горения топлива T_s . В этом случае горение непосредственно под пластиной (или иглой) ТН прекращается и наступает режим активного «врезания» металла в заряд. Поскольку температура T_1 остается достаточно высокой (больше тем-

пературы плавления горючесвязующего), в районе передней кромки ТН образуется жидкая пленка, которая, играя роль смазки, выдавливается в зону активного горения заряда. При определении степени форсирования в режиме врезания для элемента ТН произвольной формы может быть использована зависимость

$$u_m = \sqrt{\left[\frac{a}{x_K} \frac{T_1^2}{A(T_1 - T_0)} \right] \frac{\frac{N}{2} \mu_1}{\int_0^1 \frac{\left(\frac{x}{x_K}\right)^2 d\left(\frac{x}{x_K}\right)}{1 + \left(\frac{dy_0}{dx}\right)^2}}}, \quad (2.32)$$

где A – константа в зависимости

$$\mu = \mu_1 \exp\left(\frac{A}{T}\right), \quad (2.33)$$

здесь a – коэффициент температуропроводности разжиженного слоя топлива, $a = \lambda/c\rho$; T_1 – температура поверхности ТН; T_0 – начальная температура топлива; μ_1 – вязкость жидкого слоя при температуре T_1 .

Схема течения горючесвязующего в пограничном слое и расчетная схема ТН, работающего в режиме врезания, представлены на рис. 2.63 и 2.64 соответственно.

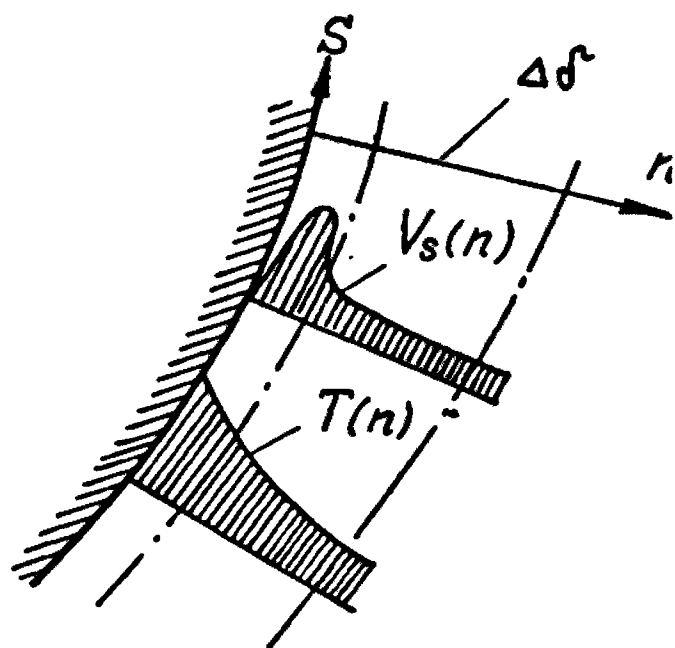


Рис. 2.63. Схема течения ПС в пограничном слое

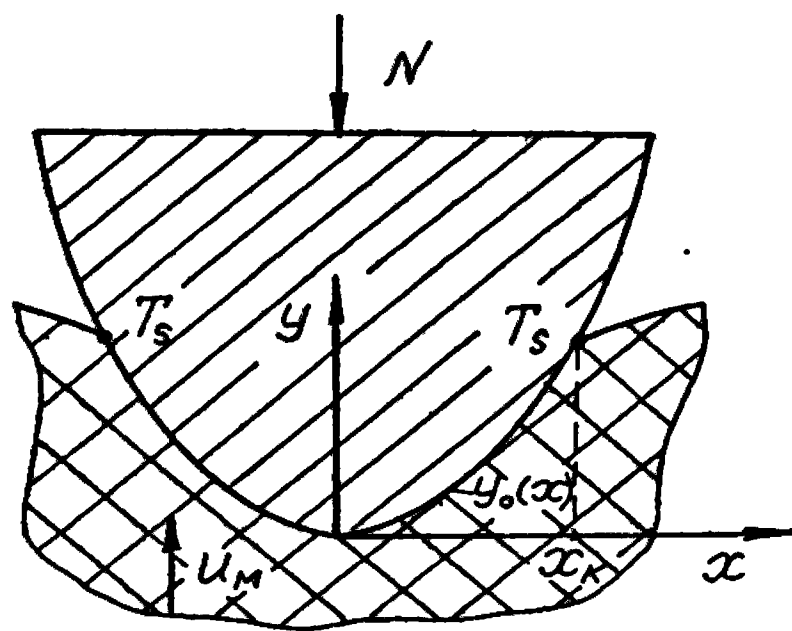


Рис. 2.64. Расчетная схема ТН, работающего в режиме врезания

Учитывая сложность определения констант A , λ в разжиженном слое топлива, целесообразно зависимость $u_m = f(N)$ определять экспериментально на модельных установках или опытных образцах.

Существует полуэмпирическая зависимость для определения скорости внедрения от усилия поджатия 16-лучевого теплового ножа из сплава М1-МП в каналный заряд из смесового безметаллического топлива:

$$u_m = 6,725\sqrt[4]{N}, \quad (2.34)$$

где N – сила прижатия, Н.

На обобщенном графике ($n = f(p_n)$), построенном с учетом опытных данных и расчетных зависимостей (рис. 2.65), видно, что существуют три принципиально отличающихся участка взаимодействия теплового ножа с твердым топливом:

1-й участок – режим пиролиза, когда температура лезвия ТН превосходит температуру поверхности горения топлива;

2-й участок – переход от режима пиролиза к режиму разрезания заряда. В этом случае острие ножа входит в соприкосновение с поверхностью топлива; ширина второго участка зависит от толщины лезвий ТН.

3-й участок – режим резания топлива всей заостренной поверхностью ТН.

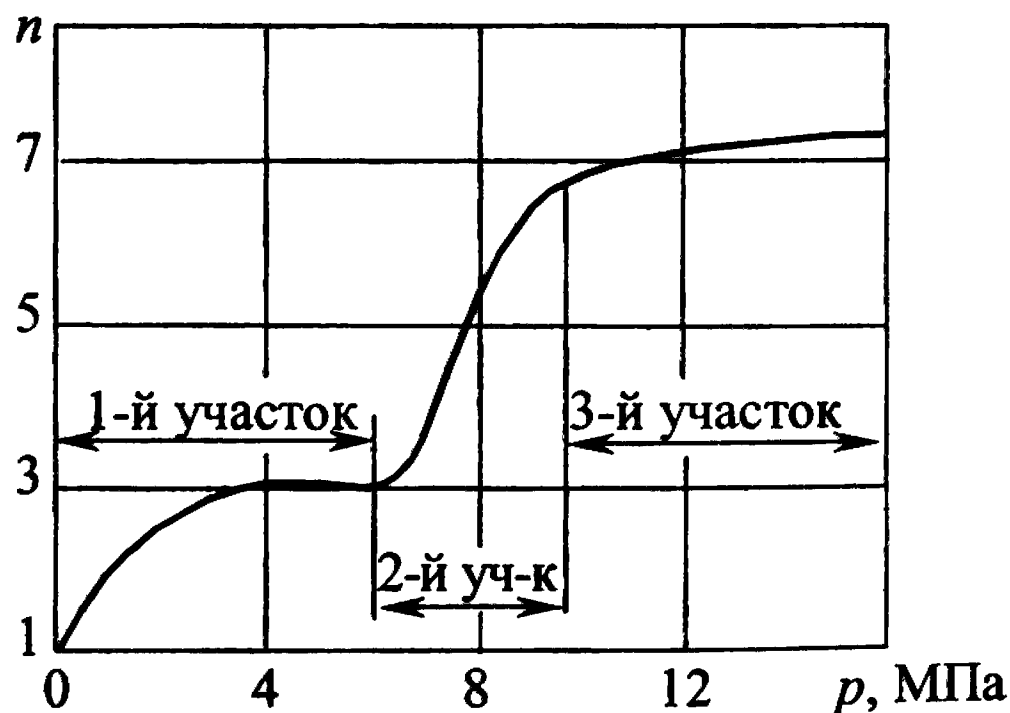


Рис. 2.65. Обобщенный график зависимости $n = f(p_n)$

Заметим, что как в режиме пиролиза, так и в режиме резания топлива коэффициент форсирования имеет склонность к насыщению.

Оценим предельные возможности РДТТ с ТН. Из равенства газоприхода и газорасхода (квазистационарный процесс)

$$\dot{m} = Su_1 p^v \rho = \alpha A p F_{кр} \quad (2.35)$$

получим зависимость относительной глубины изменения расхода при форсировании $\bar{m}_\phi$ от коэффициента усиления $n = \frac{(Su_1)_\phi}{Su_1} = \bar{Su}_1$

(при условии независимости n от давления в камере сгорания при неизменной площади критического сечения $F_{кр}$):

$$\bar{m}_\phi = \bar{P} = (\bar{Su})^{\frac{1}{1-v}} = n^{\frac{1}{1-v}}. \quad (2.36)$$

На рис. 2.66 приведены зависимости $\bar{m}_\phi$ от коэффициента форсирования (усиления) n для топлив с различными показателями степени в законе скорости горения v .

Таким образом, из вышесказанного о ЭУТТ с ТН можно сделать следующие выводы:

1. Несомненными достоинствами этого способа по сравнению со способом изменения площади критического сечения являются:

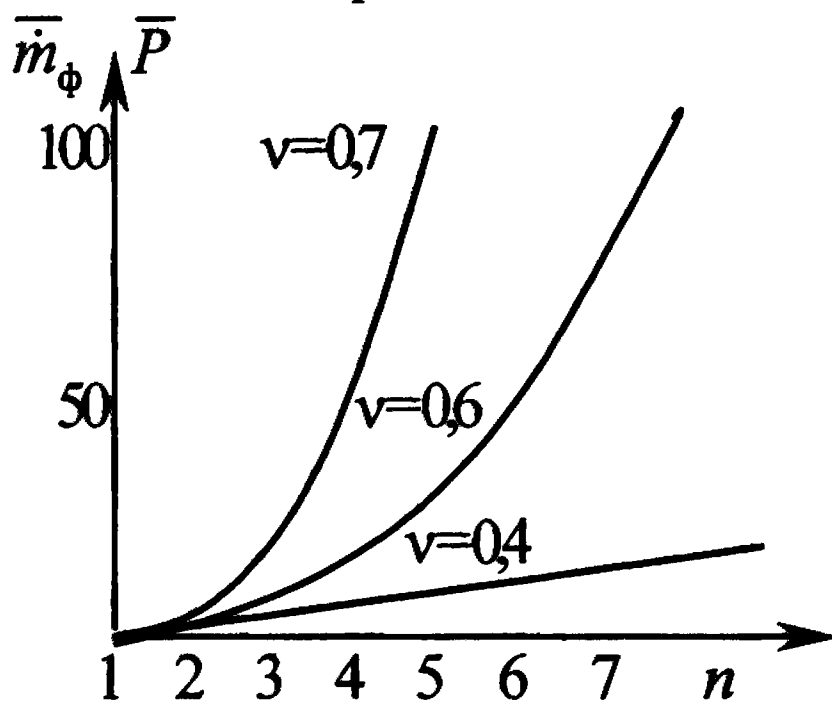


Рис. 2.66. Зависимости $\bar{m}_\phi$ от коэффициента форсирования n для топлив с различными показателями степени в законе скорости горения v

- повышенный диапазон регулирования;
 - меньший диапазон изменения давления при тех же диапазонах регулирования ($\bar{P} \approx \bar{p}$ для ТН и $\bar{P} \approx \bar{p}^V$ для изменения $F_{кр}$);
 - неизменность газового тракта сопла;
 - отсутствие забросов тяги на переходных режимах.
2. Недостатки этого способа регулирования:
- используются низкотемпературные (низкоэнергетичные) топлива, температура ПС которых ограничивается стойкостью решетки ТН;
 - заряды должны быть торцевого горения;
 - велико время переходных процессов;
 - увеличенная масса конструкции из-за наличия ТН и привода прижатия его к поверхности заряда.

2.2.1. ВНУТРИКАМЕРНЫЕ ПРОЦЕССЫ В ЭУТТ С ТЕПЛОВЫМ НОЖОМ

Исходя из анализа технических требований, предъявляемых к регулируемым энергоустановкам систем различного назначения, а также возможных схемно-конструктивных решений ЭУТТ с тепловым ножом, для построения математической модели выбрана следующая интегральная схема двигательной установки (рис. 2.67), концентрирующая в себе особенности практически всех возможных схем. Внутреннее расположение гидропривода в канале бронированного заряда позволяет наиболее компактно разместить ДУ в составе изделия. Предполагается, что прочно скрепленный с корпусом заряд изготовлен из смесового безметалльного топлива с температурой продуктов сгорания не выше 2000 К, что позволяет реализовать «горячую» схему газоразведения (газоводы не имеют внутреннего ТЗП). Тепловой экран 13 снижает интенсивность прогрева телескопического гидропривода. Предполагается, что газоводы расположены симметрично, общая их длина относительно небольшая. Поэтому при проведении расчетов вся система газоразведения может быть сведена к одному эквивалентному газоводу.

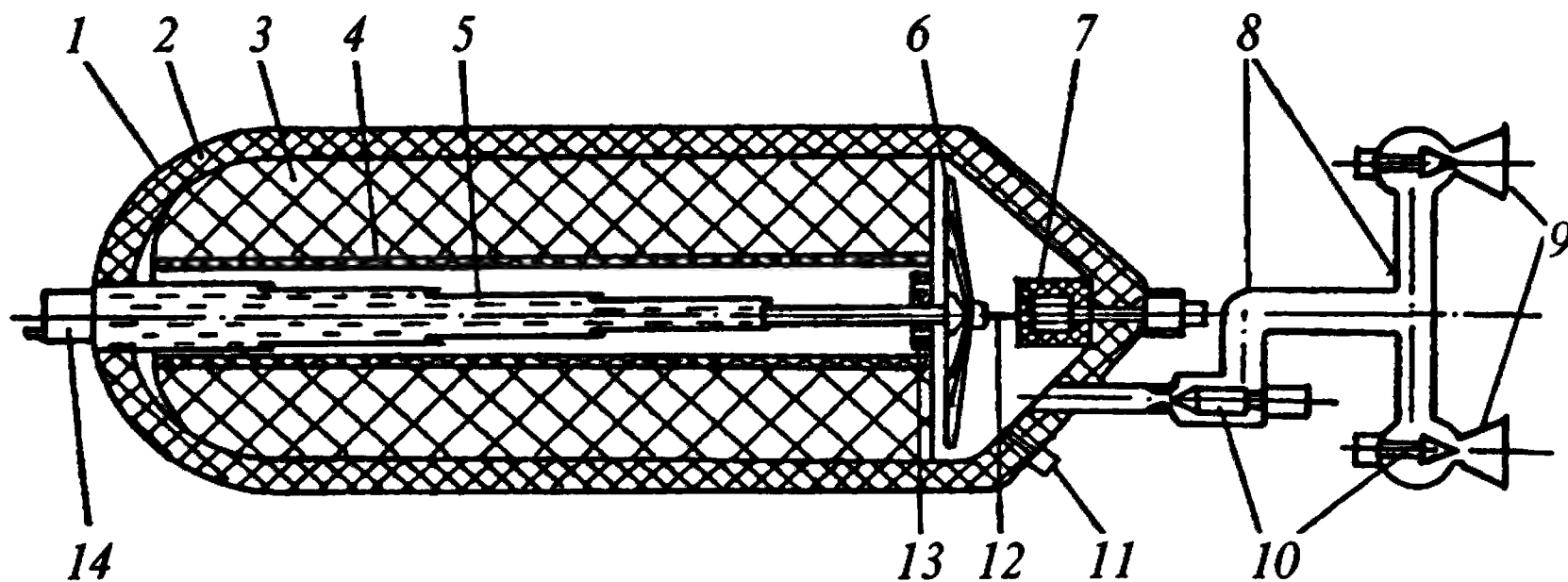


Рис. 2.67. Интегральная расчетная схема ЭУТТ с ТН:

1 – корпус; 2 – ТЗП; 3 – заряд; 4 – разрезаемая бронировка; 5 – гидропривод; 6 – тепловой нож; 7 – воспламенительное устройство; 8 – газопроводы; 9 – сопловые блоки; 10 – регуляторы расхода; 11 – датчик давления; 12 – разрывной болт; 13 – тепловой экран; 14 – регулятор слива

С математической точки зрения наиболее строгим подходом к решению задачи определения параметров рабочего процесса в выделенной интегральной схеме является рассмотрение всех существенных процессов (горение топлива на всех режимах, включая воспламенение и форсирование, внутрикамерные процессы, газовую динамику и теплообмен в газопроводах и т.д.) в нестационарной постановке. Однако из-за больших потребных ресурсов машинного времени решение такой задачи практически невозможно.

Исходя из представленной интегральной схемы ЭУТТ с ТН, времени релаксации определяющих параметров двигательной установки, уровня изученности процессов, протекающих в ЭУТТ с ТН, а также наличия разработанных методик расчета рабочих процессов других схемных решений принимается следующая постановка задачи по расчету параметров рабочих процессов в двигателе с тепловым ножом:

1. Базовая система уравнений для расчета внутрибаллистических характеристик записывается в нуль-мерной нестационарной постановке для многокомпонентной химически реагирующей смеси.

2. Расчет форсированного горения заряда в режиме пиролиза и в режиме механического деформирования топлива проводится по различным зависимостям.

3. Учитывается эффект ускоренного пристеночного горения топлива в зоне его контакта с бронирующим покрытием и ТЗП.

4. Учитывается влияние на внутрибаллистические характеристики процесса разложения материалов бронирующего покрытия и ТЗП.

5. Учитывается влияние динамических свойств гидропривода на характер протекания внутрикамерных процессов. Остальные допущения являются общепринятыми.

2.2.2. УРАВНЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Основные уравнения для определения внутрибаллистических характеристик запишем в виде, предложенном Р.Е. Соркиным [62] для равновесной химически реагирующей смеси:

$$\begin{aligned} \frac{W}{RT}(L_1L_4 + L_2L_3)\frac{dp}{dt} = & \\ & = \left[\sum_{i=1}^{m-1} S_i \rho_i u_i \left[(I_{\text{исх}}^0)_i - I_{\text{т}}^0 \right] + L_5 + \sum_{i=1}^{m-1} A S_i u_i p - \frac{dQ}{dt} \right] L_4 + \\ & + \left[\sum_{i=1}^{m-1} \left(S_i \rho_i u_i - \frac{S_i u_i p}{RT} \right) + L_6 - G\delta \right] L_2, \end{aligned} \quad (2.37)$$

$$\begin{aligned} \frac{W}{RT^2}(L_1L_4 + L_2L_3)\frac{dT}{dt} = & \\ & = \left[\sum_{i=1}^{m-1} S_i \rho_i u_i \left[(I_{\text{исх}}^0)_i - I_{\text{т}}^0 \right] + L_5 + \sum_{i=1}^{m-1} A S_i u_i p - \frac{dQ}{dt} \right] L_3 - \\ & - \left[\sum_{i=1}^{m-1} \left(S_i \rho_i u_i - \frac{S_i u_i p}{RT} \right) + L_6 - G\delta \right] L_1, \end{aligned} \quad (2.38)$$

$$\text{где } q_m + \sum_{i=1}^{m-1} q_i = 1. \quad (2.39)$$

Параметры $L_1, \dots, L_6$ в уравнениях (2.37) и (2.38) введены для сокращения записи. Они определяются по формулам

$$\left. \begin{aligned} L_1 &= p \frac{\partial I_{\tau}^0}{\partial p} - ART, \\ L_2 &= T \frac{\partial I_{\tau}^0}{\partial T}, \\ L_3 &= 1 - \frac{p}{R} \frac{\partial R}{\partial p}, \\ L_4 &= 1 + \frac{T}{R} \frac{\partial R}{\partial T}, \end{aligned} \right\} \quad (2.40)$$

$$\left. \begin{aligned} L_5 &= - \sum_{i=1}^m \left(\frac{Wp}{RT} \frac{dq_i}{dt} \right) \frac{\partial I_{\tau}^0}{\partial q_i}, \\ L_6 &= \sum_{i=1}^m \left(\frac{Wp}{RT} \frac{dq_i}{dt} \right) \frac{1}{R} \frac{\partial R}{\partial q_i}, \\ \frac{Wp}{RT} \frac{dq_i}{dt} &= S_i \rho_i u_i - q_i \sum_{i=1}^{m-1} S_i u_i \rho_i, \end{aligned} \right\} \quad (2.41)$$

где q_i ($i = 1, 2 \dots m-1$) – массовая доля в продуктах сгорания от i -го компонента; q_m – массовая доля от начального воздуха.

$$\frac{de_i}{dt} = u_1, \quad (2.42)$$

$$u_m = f(p_n), \quad (2.43)$$

$$S_{\tau} = f(x, y, z), \quad (2.44)$$

$$\frac{dW}{dt} = \sum_{i=1}^{m-1} S_i u_i + \frac{\dot{m}_{\text{ж}}}{\rho_{\text{ж}}}, \quad (2.45)$$

$$u_i = u_1(p) \delta_i, \quad (2.46)$$

$$\dot{m} = \varphi_2 \frac{\Gamma(k) F_{\text{кр}} p}{\sqrt{RT}}, \quad (2.47)$$

$$\frac{dQ}{dt} = \sum \alpha F (T - T_{\text{ст}}). \quad (2.48)$$

Такая форма записи позволяет в одном программном блоке рассмотреть воспламенительный период, а также учесть существенное влияние процесса разложения и уноса материалов бронирующего покрытия и ТЗП. Порядок определения коэффициента форсирования n приведен в подразд. 2.2.5.

2.2.3. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТОВ С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ

Описанная выше методика реализована в программах расчета, выполненных с различной степенью детализации. В качестве примера на рис. 2.68 приводится сравнение результатов расчетов по описанной методике с экспериментальными данными, полученными в регулируемой ЭУТТ с ТН при внешнем расположении гидропривода [22].

В эксперименте применялся 16-лучевой тепловой нож из молибденового сплава с укороченными лучами, имеющий длину пластин $l = 100$ мм и толщину $\delta = 2$ мм. Площадь критического сечения сопла в описанном опыте не изменялась ($d_{\text{кр}} = 12$ мм). В эксперименте использовалось смесевое безметальное топливо с температурой продуктов сгорания $T \approx 1500$ К и законом скорости горения $u = 1,373 p^{0,31}$. (Здесь u в мм/с; p в кгс/см².)

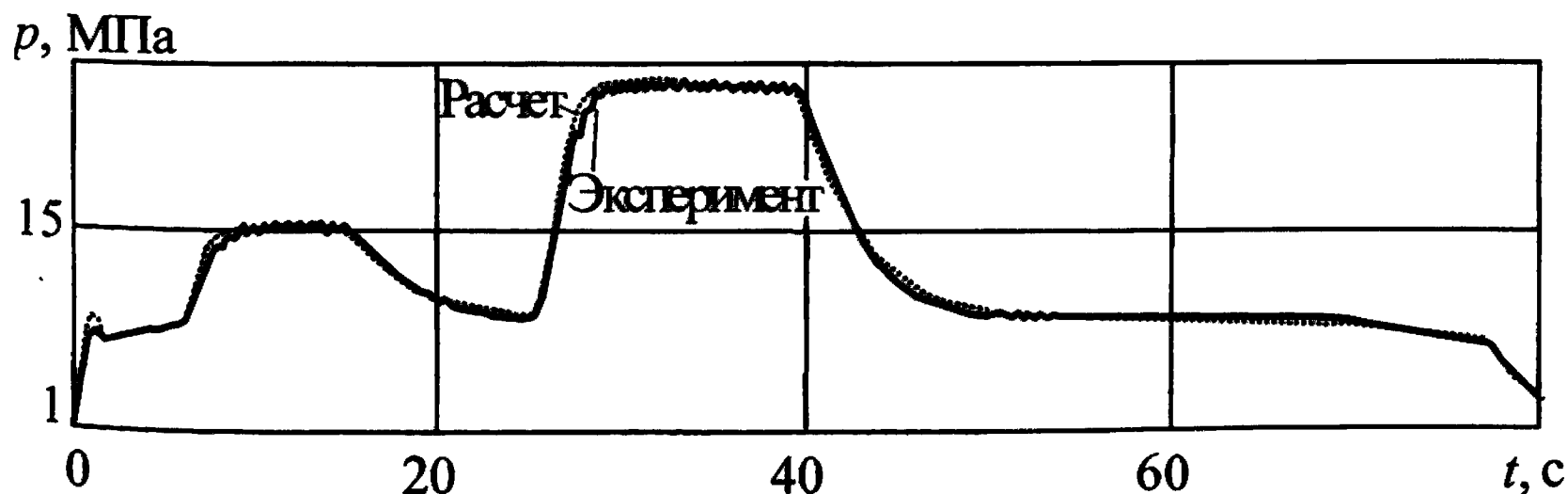


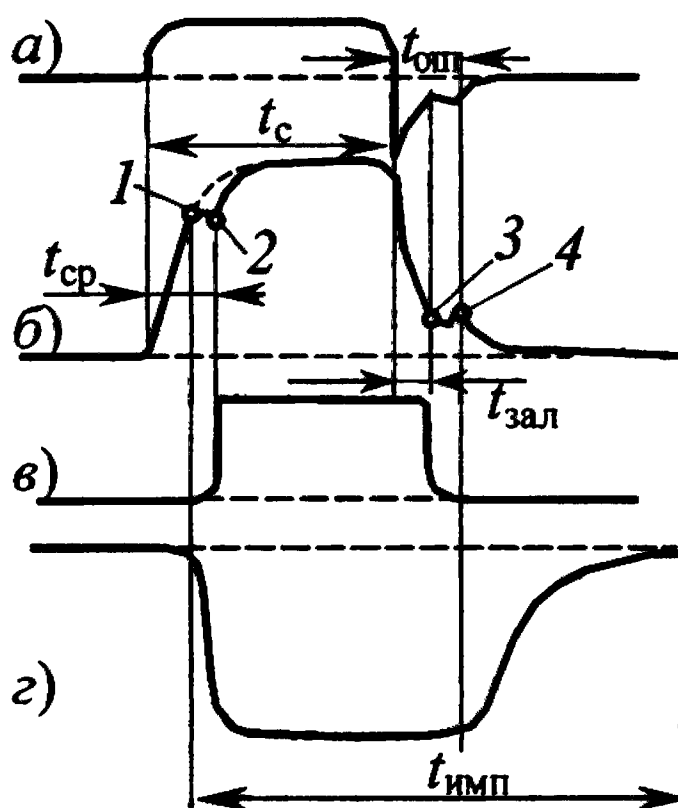
Рис. 2.68. Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными для регулируемой ЭУТТ с ТН при внешнем относительно заряда расположении гидропривода

2.2.4. ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ В ЭУТТ С ГИДРАВЛИЧЕСКИМ ПРИВОДОМ ТЕПЛОВОГО НОЖА

Под переходными процессами в ЭУТТ с ТН понимаются: процесс взаимодействия теплового ножа с твердым топливом; процесс развития горячей поверхности заряда; процесс изменения массы ПС в КС; процесс перехода с одного квазистационарного уровня работы на другой. Кроме того, при использовании в качестве регуляторов слива жидкости из гидроцилиндров электрогидравлических клапанов дискретного действия сам процесс обеспечения квазистационарного уровня давления является переходным. Характер изменения основных параметров при срабатывании электрогидравлического клапана показан на рис. 2.69.

Дискретный характер срабатывания электрогидравлического клапана обуславливает наличие колебаний давления как в гидросистеме, так и в камере сгорания (рис. 2.70).

Существенно по-другому изменяется давление в гидросистеме при выходе ЭУТТ на режим повышенной тяги (рис. 2.71).



**Рис. 2.69. Динамические характеристики
электрогидравлического клапана:**

a – командное напряжение; *б* – сила тока; *в* – ход клапана; *г* – давление в гидросистеме; 1, 3 – начало движения якоря; 2, 4 – посадка якоря на стоп-седло; t_c – время командного сигнала; $t_{сп}$ – время срабатывания; $t_{отп}$ – время отпускания; $t_{зал}$ – время залипания якоря; $t_{имп}$ – время импульса давления

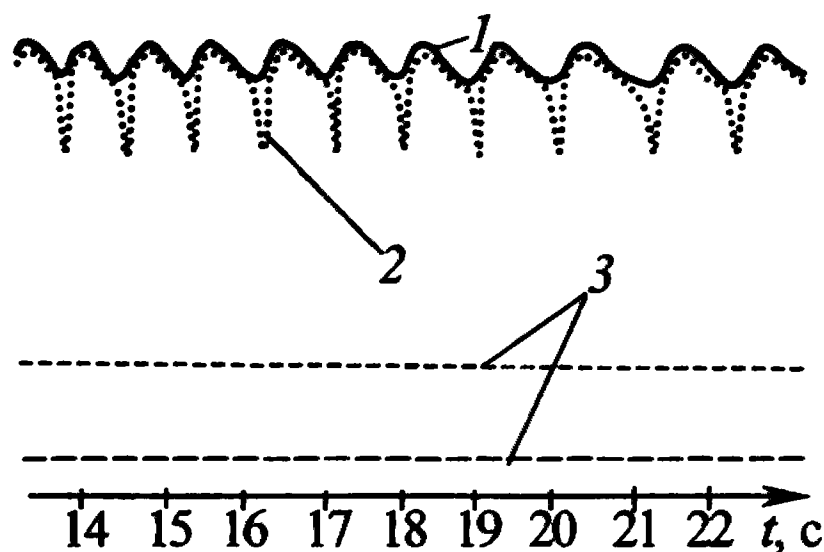
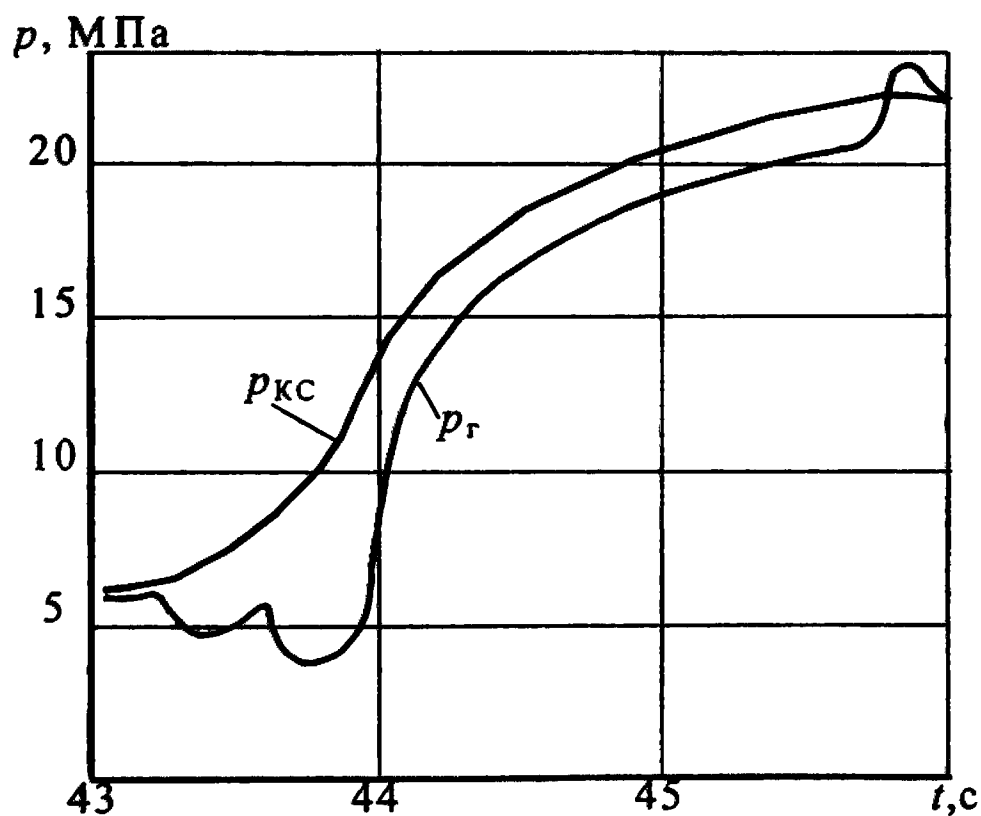


Рис. 2.70. Копия фрагмента осциллограммы записи давлений в ЭУТТ на квазистационарном участке работы:

1 – давление в камере сгорания $p_{кс}$; 2 – давление в гидроцилиндре p_r ;
3 – сигналы срабатывания электрогидравлических клапанов

Рис. 2.71. Изменение давления в камере сгорания и гидросистеме при выходе ЭУТТ с ТН на режим повышенной тяги



В результате эксперимента определена зависимость коэффициента форсирования от усилия поджатия теплового ножа для случая применения в ЭУТТ смесового безметального топлива (рис. 2.72).

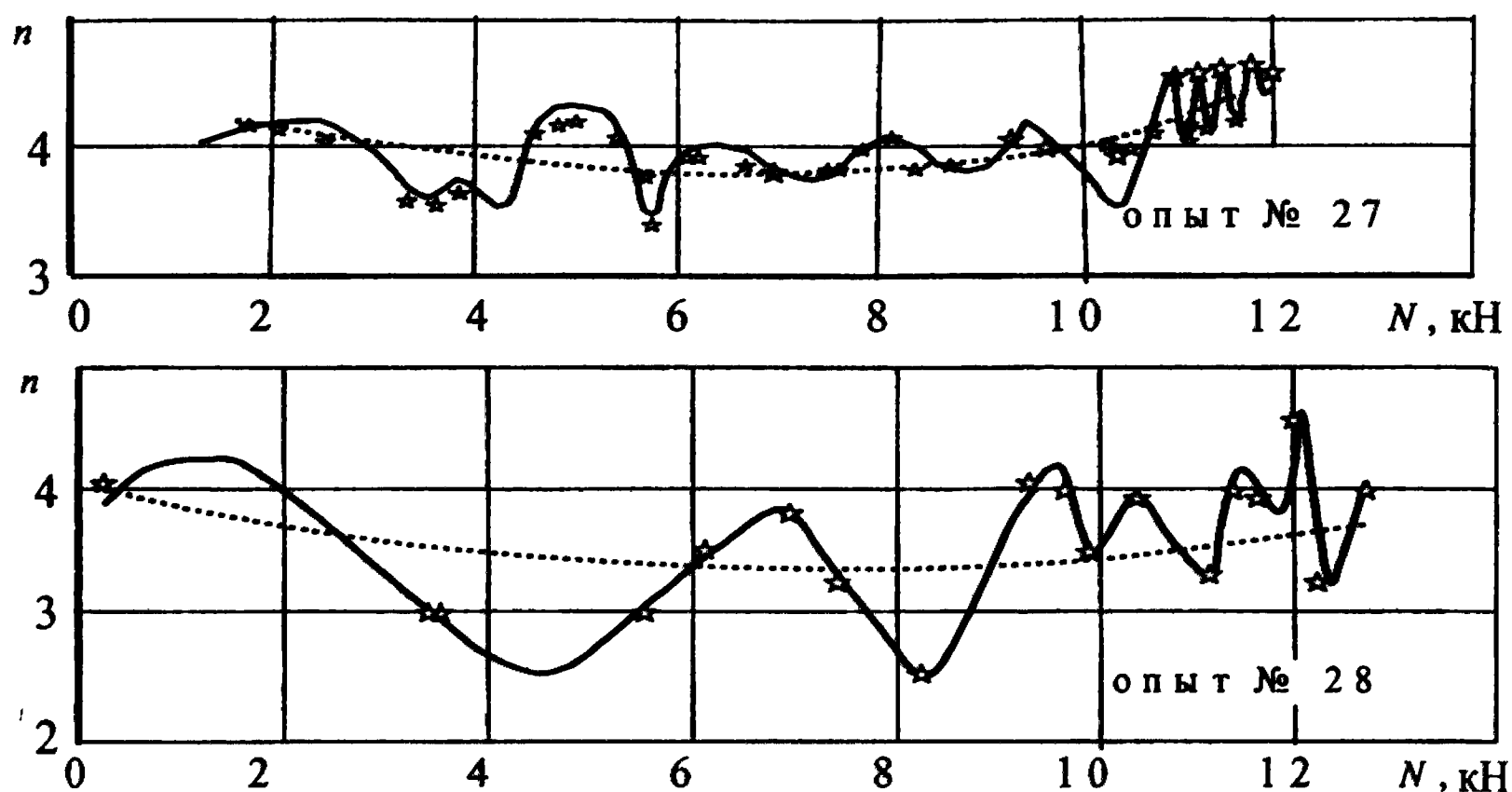


Рис. 2.72. Экспериментальная зависимость коэффициента форсирования от усилия поджатия теплового ножа

Расчетно-экспериментальным путем определено, как изменяется поверхность горения заряда, коэффициент форсирования и перемещение теплового ножа, определенные расчетно-экспериментальным путем (рис. 2.73).

Анализ конкретных технических заданий показывает, что наиболее трудно обеспечивается требование по времени переходного процесса (не более 3 ... 4 с) при максимальном свободном

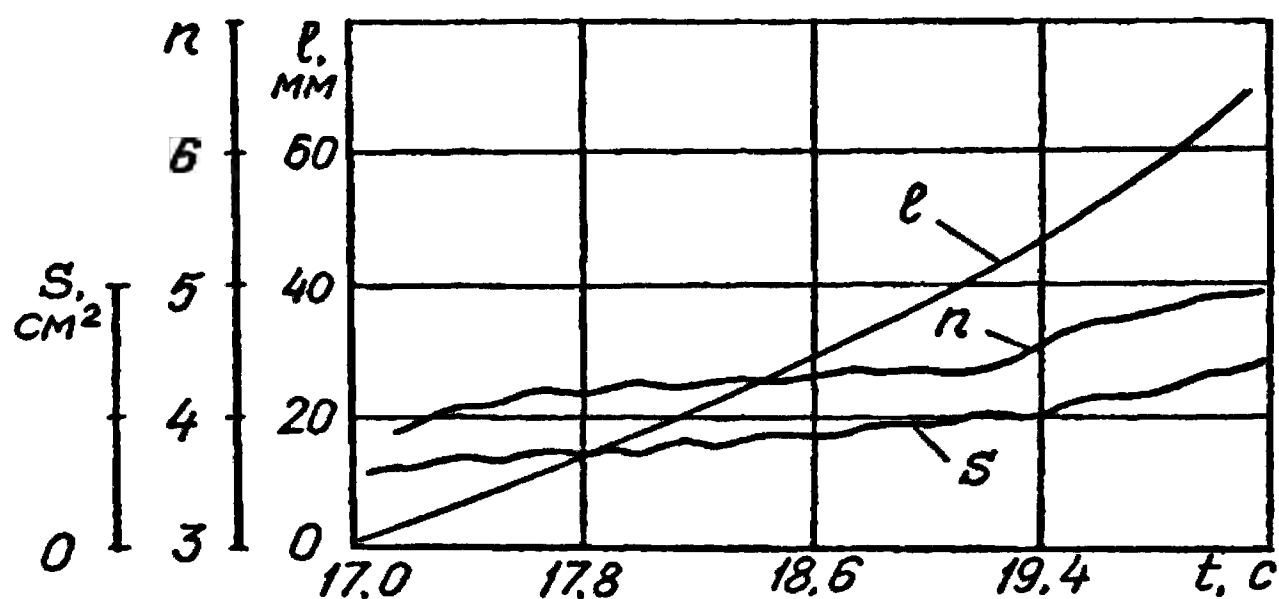


Рис. 2.73. Изменение поверхности горения заряда, коэффициента форсирования и перемещение ТН по времени работы ЭУТТ

объеме камеры сгорания. Выполнены расчеты по оценке влияния показателя ν в законе скорости горения топлива на характер переходных процессов на участке подъема давления с 4 до 17 МПа при $W = 0,06575 \text{ м}^3$ для коэффициента форсирования $n = 3,0$ (рис. 2.74).

Анализ результатов расчетов показывает, что ограничение снизу для ν составляет около 0,5. Ограничение сверху для ν вытекает из ряда причин:

- при $\nu > 0,7$ с ростом ν сокращение времени переходного процесса становится незначительным:

$$\frac{\Delta t}{\nu} \approx 3,7 \text{ с при } \nu = 0,7 \text{ и } \frac{\Delta t}{\nu} \approx 10,0 \text{ с при } \nu = 0,5;$$

- при $\nu \rightarrow 1,0$ для систем без обратной связи процесс становится колебательным, декремент затухания стремится к нулю;

- с ростом ν производная от давления по времени при $p \geq 17 \text{ МПа}$ интенсивно растет, что повышает требования по быстродействию к исполнительному механизму привода ТН и САР.

Таким образом, при коэффициенте форсирования $n = 3,0$ рациональным можно считать значение $\nu = 0,5 \dots 0,7$. При увеличении коэффициента форсирования, например до $n = 3,5$, возможно

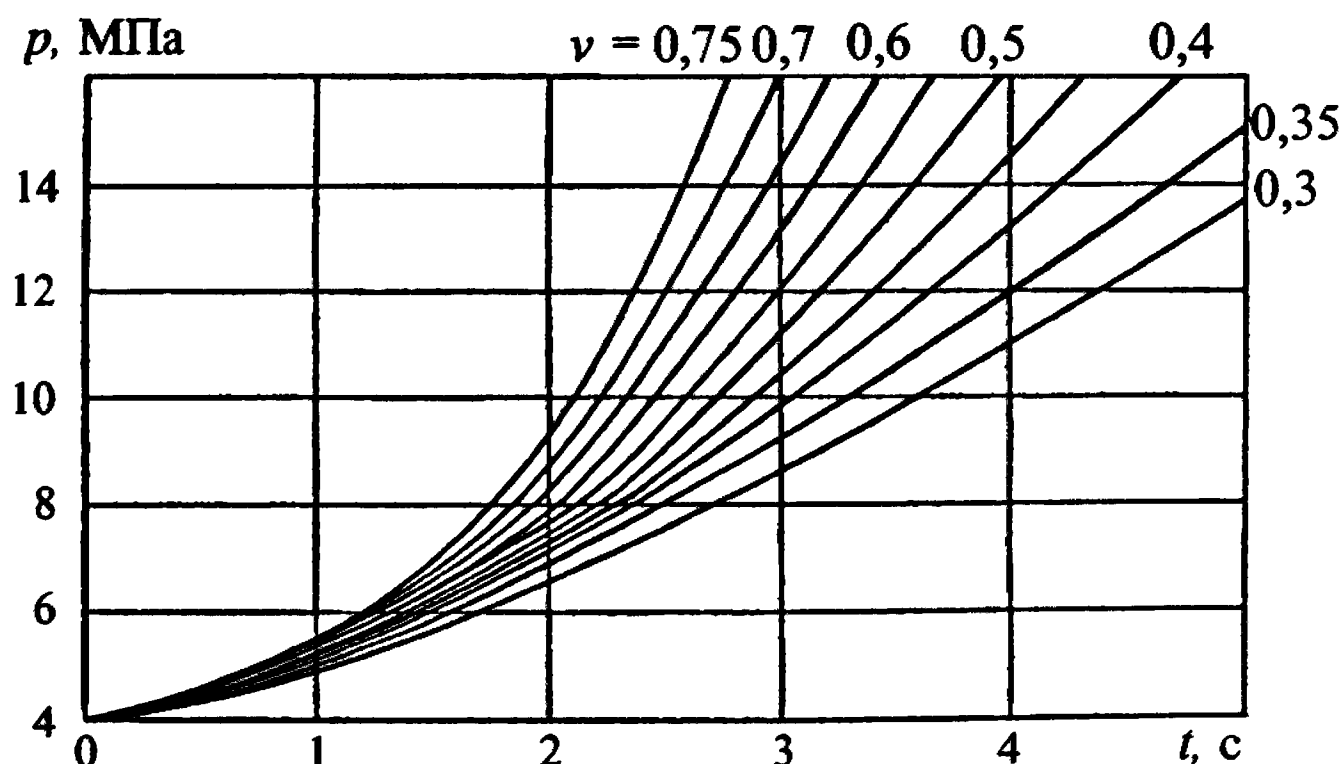


Рис. 2.74. Характеристики переходного процесса на участке подъема давления

выполнение требования по времени переходного процесса на участке прямой перестройки при $\nu \approx 0,4$.

При рассмотрении более существенных диапазонов изменения внутрикамерного давления (4 ... 30 МПа вместо 4 ... 17 МПа) начинают выявляться физические пределы по обеспечению регулирования. Так, при сочетании параметров $n = 2,0$, $\nu = 0,38$ и $n = 3,0$, $\nu = 0,3$ невозможно обеспечить переход давления с 4 МПа на давление 30 МПа (рис. 2.66, 2.75, 2.76).

Влияние объема камеры сгорания на длительность переходного процесса представлено на рис. 2.77. Зависимость характера протекания переходных процессов на участке спада давления от некоторых параметров двигателя показана графически на рис. 2.78 – 2.81.

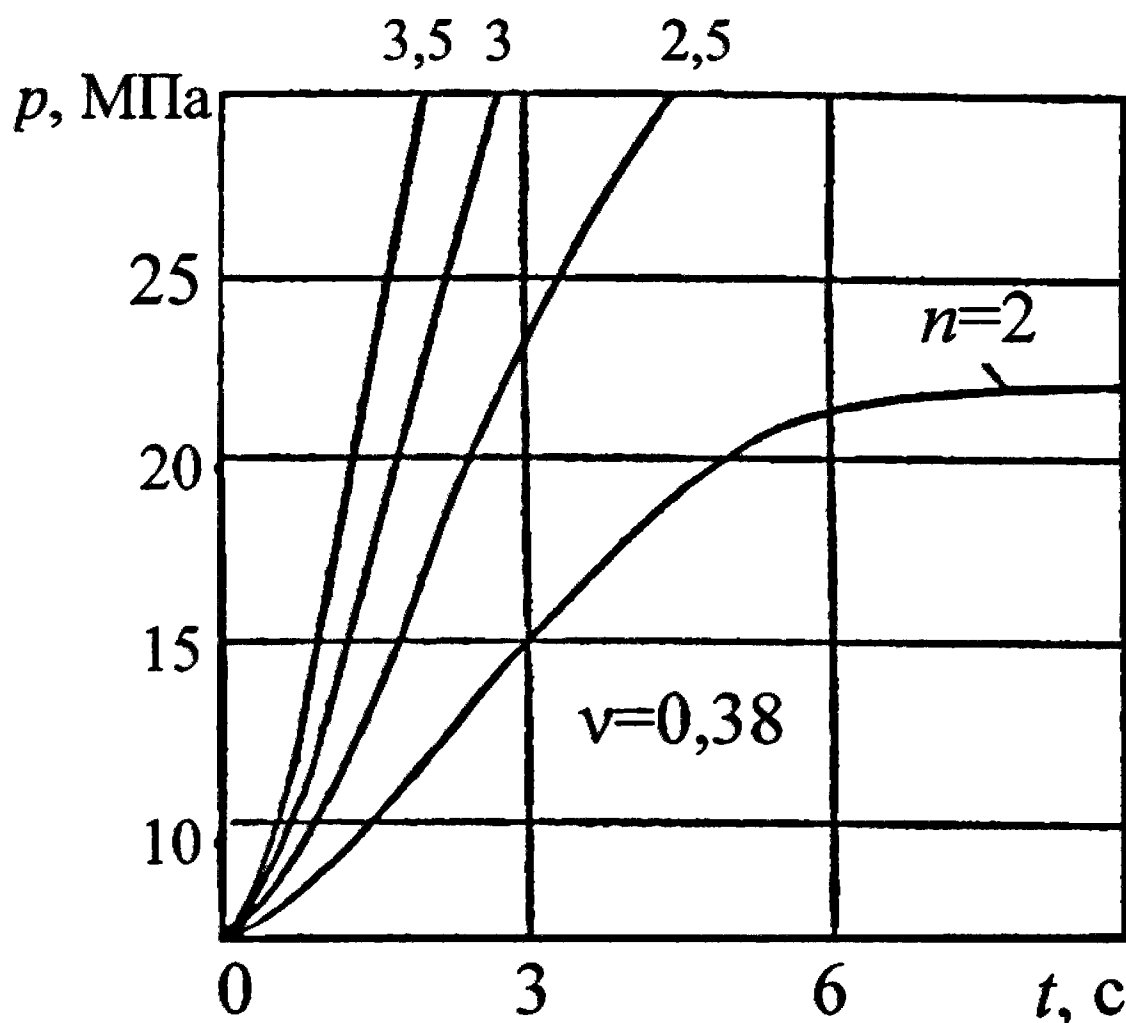


Рис. 2.75. Характеристики переходного процесса при изменении коэффициента форсирования

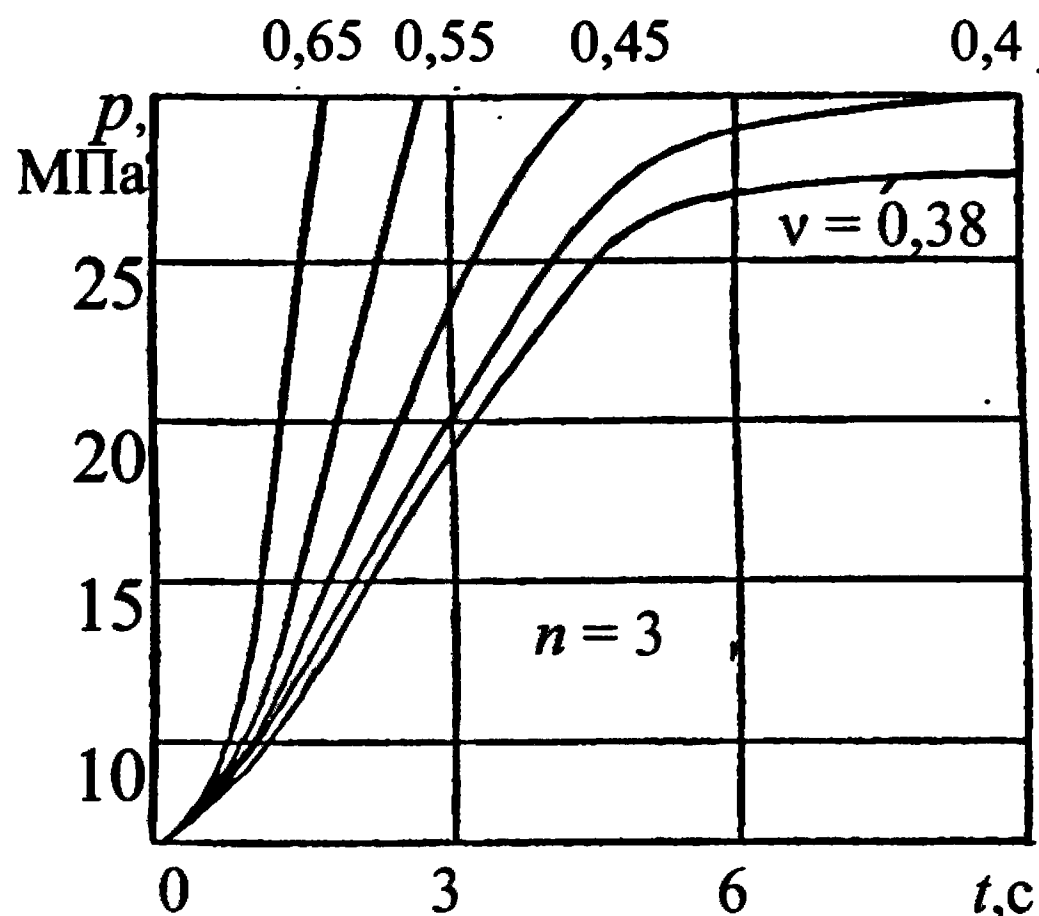


Рис. 2.76. Характеристики переходного процесса при изменении показателя в законе скорости горения

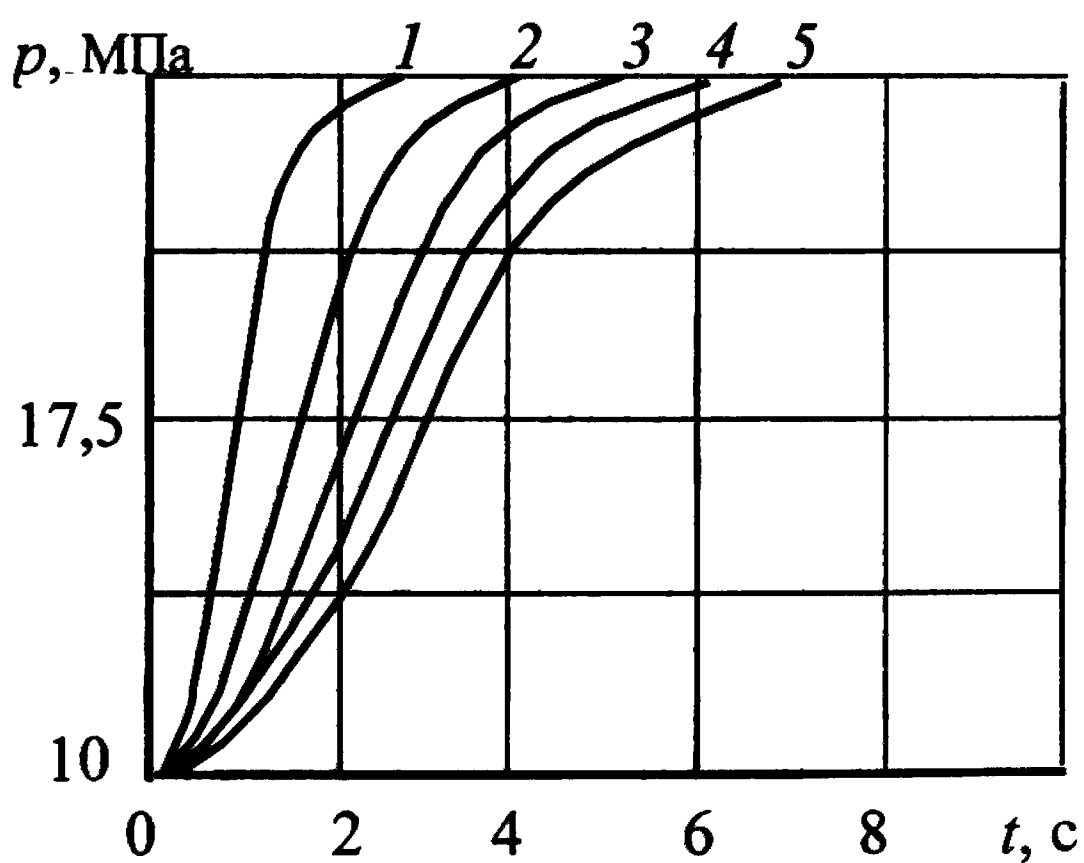


Рис. 2.77. Характеристики переходного процесса при изменении свободного объема камеры сгорания:

1 – $W = 5 \cdot 10^3 \text{ см}^3$; 2 – $W = 15 \cdot 10^3 \text{ см}^3$;
 3 – $W = 25 \cdot 10^3 \text{ см}^3$; 4 – $W = 35 \cdot 10^3 \text{ см}^3$;
 5 – $W = 45 \cdot 10^3 \text{ см}^3$

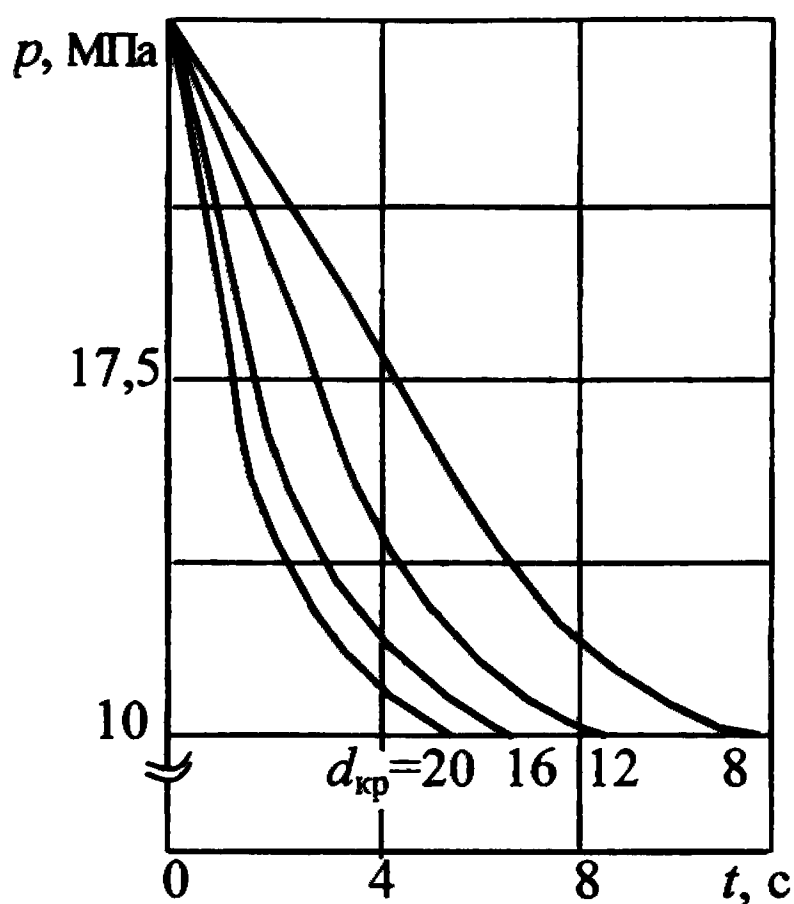


Рис. 2.78. Характеристики переходных процессов на участке спада давления при изменении площади критического сечения сопла

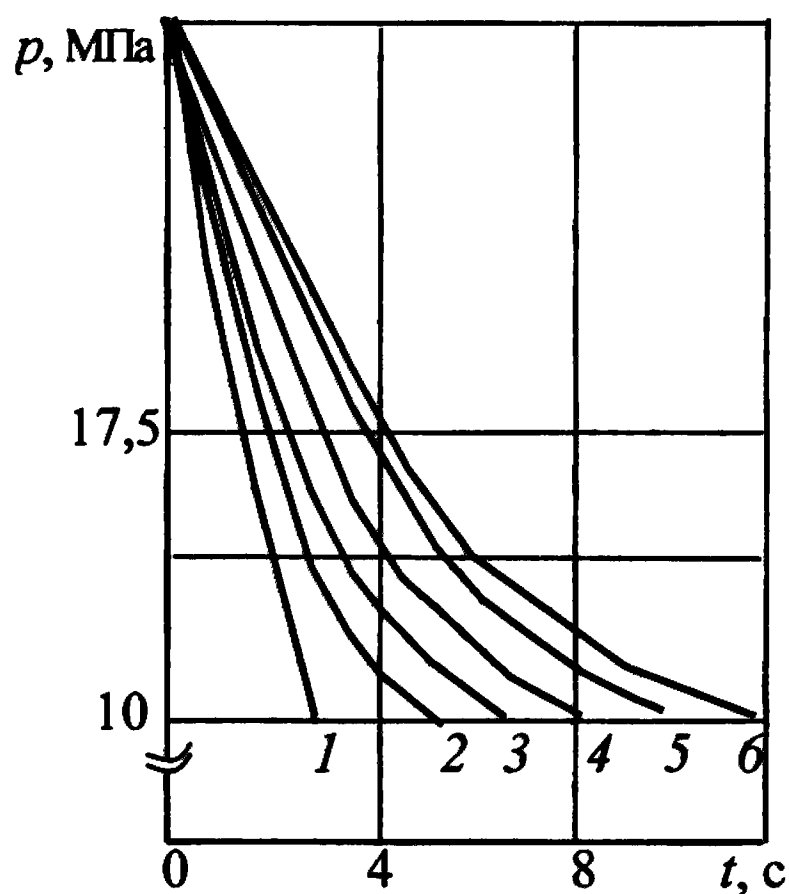


Рис. 2.79. Характеристики переходных процессов на участке спада давления при изменении свободного объема камеры сгорания:
 $1 - W = 20 \cdot 10^3$; $2 - W = 25 \cdot 10^3$; $3 - W = 30 \cdot 10^3$; $4 - W = 35 \cdot 10^3$;
 $5 - W = 50 \cdot 10^3$; $6 - W = 60 \cdot 10^3$ (см³)

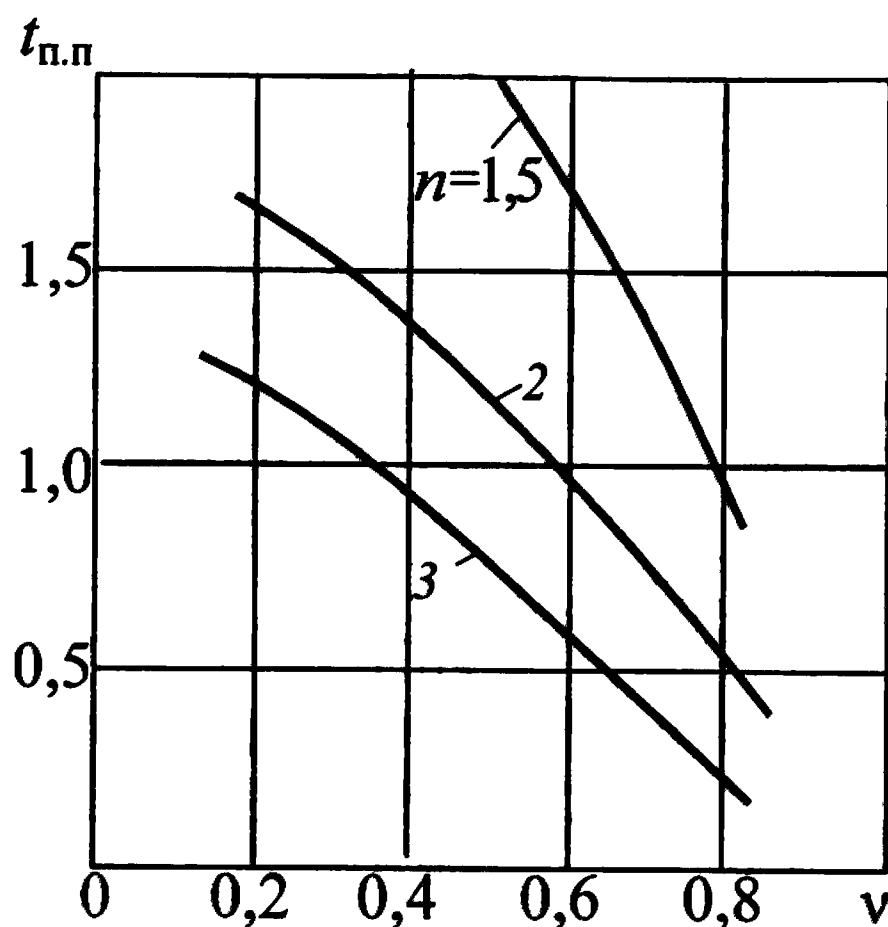


Рис. 2.80. Зависимость длительности переходного процесса от коэффициента форсирования и показателя в законе скорости горения топлива

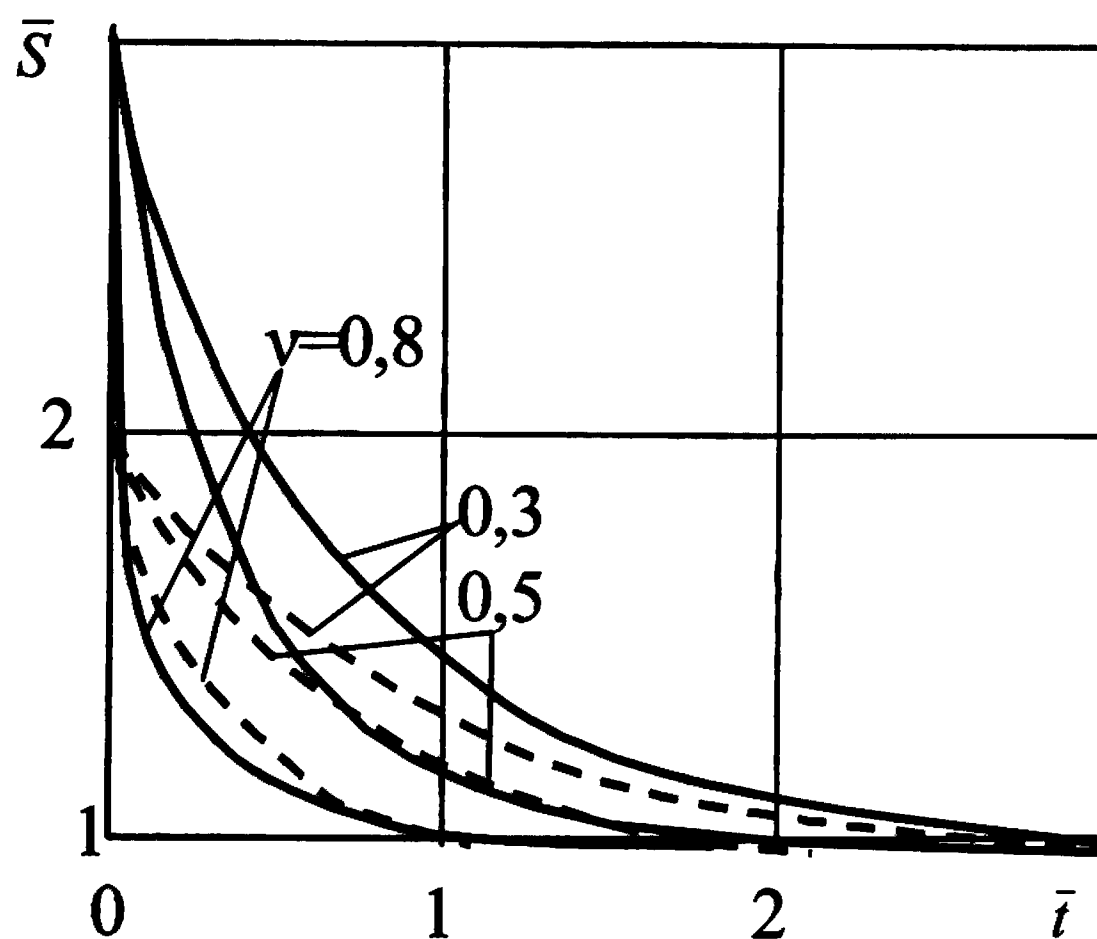


Рис. 2.81. Изменение площади поверхности горения при обратной перестройке после стационарного форсированного режима

Построение совмещенного графика «подъем – спад давления» по времени позволяет, например, для двигателя с тепловым ножом лучевой формы обнаружить инерционность перестройки поверхности горения (рис. 2.82).

Влияние начальной температуры заряда и площади поперечных сечений, форсирующих элементов F_n на характеристики переходных процессов показано графически на рис. 2.83 и 2.84.

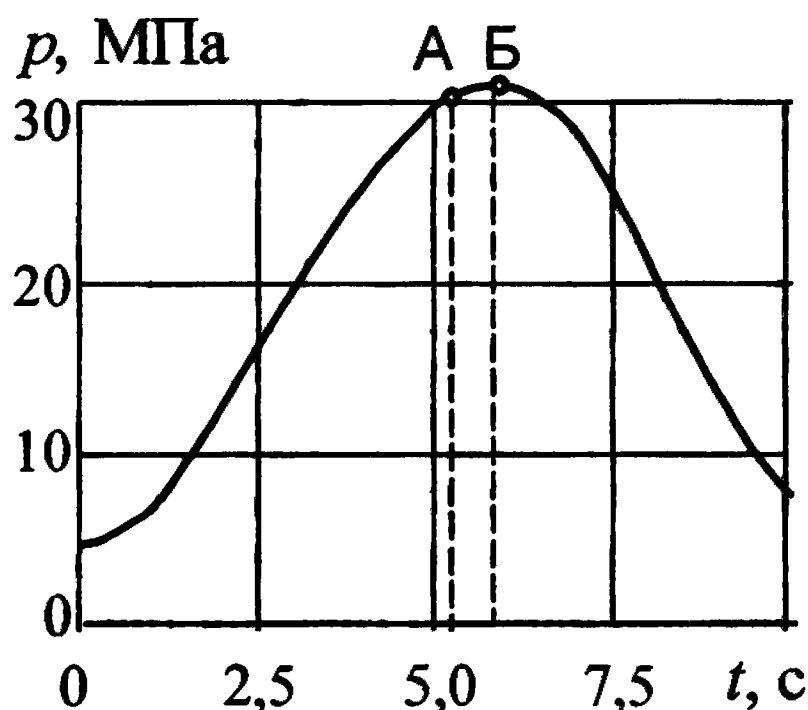


Рис. 2.82. Совмещенный график «подъем – спад давления»:
 А – точка окончания воздействия ТН на поверхность горения заряда;
 Б – точка достижения максимального уровня давления

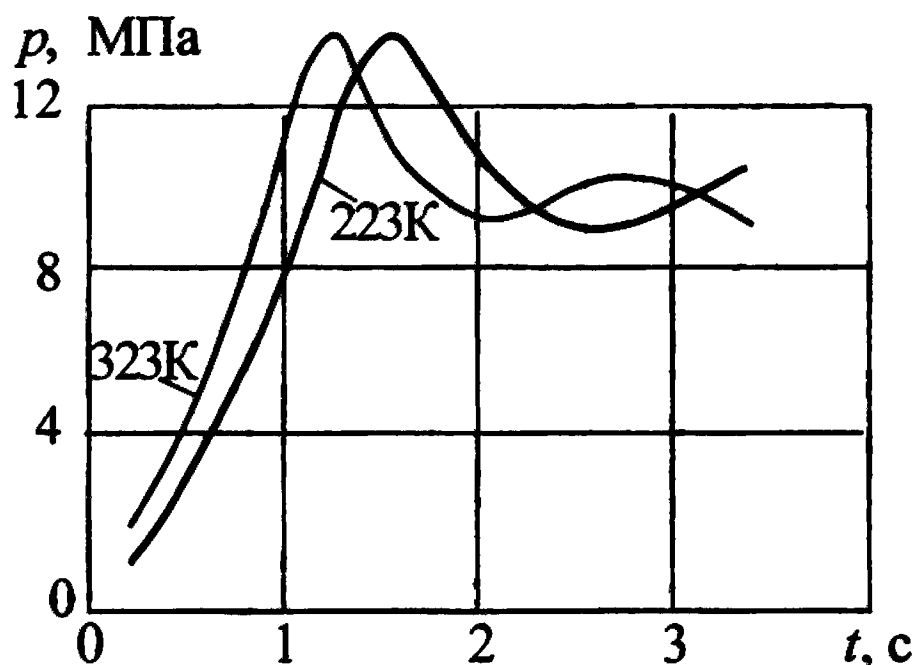


Рис. 2.83. Влияние начальной температуры заряда на характеристики переходных процессов

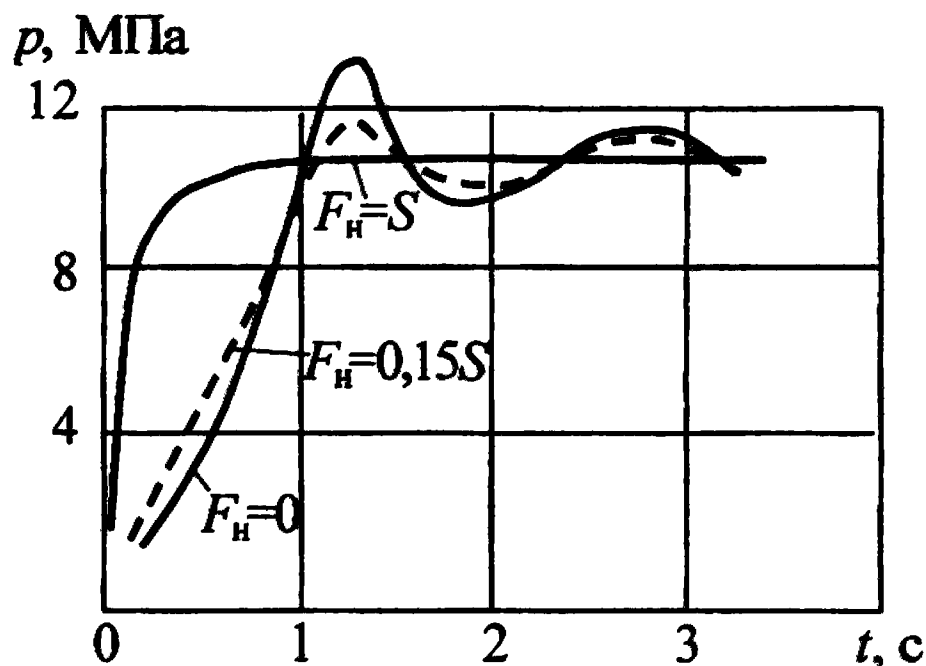


Рис. 2.84. Влияние площади поперечных сечений форсирующих элементов на характеристики переходных процессов

Оснащение ЭУТТ с тепловым ножом системой автоматического регулирования с рационально выбранными параметрами позволяет улучшить ее динамические характеристики, сократив время переходного процесса на участке прямой перестройки более чем в два раза и существенно уменьшить статическую ошибку (рис. 2.85).

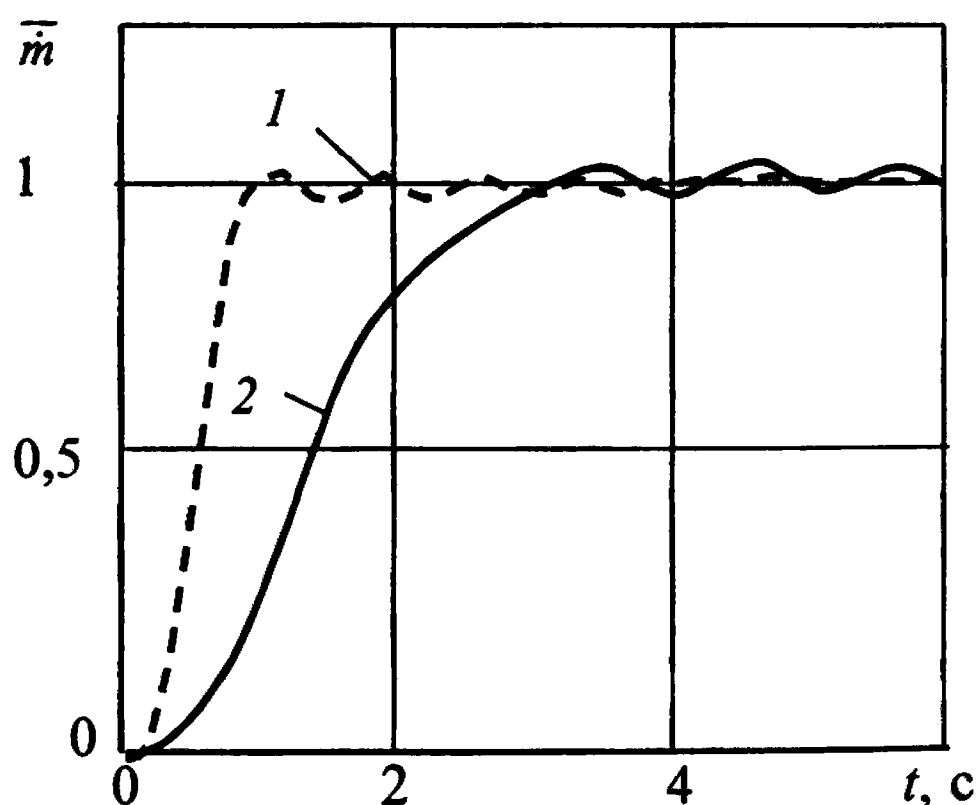


Рис. 2.85. Переходный процесс в ЭУТТ с ТН, регулируемой одновременным изменением площади поверхности горения и площади критического сечения сопла:

1 – с САУ; 2 – без САУ

2.2.5. УЗЕЛ ФОРСИРОВАНИЯ ГОРЕНИЯ

Рабочими процессами в регулируемой энергоустановке с тепловым ножом можно управлять путем изменения площади критического сечения сопла и изменения поверхности (местной скорости) горения. Совместное изменение двух параметров позволяет обеспечить глубину регулирования модуля тяги на уровне до 100.

Основным узлом РЭУ, обеспечивающим изменение поверхности (скорости) горения заряда твердого топлива, является узел форсирования горения. Наиболее приемлемая конструкция узла форсирования – гидропривод с тепловым ножом. Внутреннее относительно заряда расположение гидропривода обеспечивает создание компактной энергоустановки.

Число звеньев блока телескопических гидроцилиндров определяется габаритными ограничениями на энергоустановку и требованиями к циклограмме изменения расхода на завершающем этапе работы РЭУ. В случае если в районе переднего днища имеется некоторый объем, цилиндр максимального диаметра вместе с регулятором слива жидкости может быть вынесен из камеры газогенератора (рис. 2.86, а).

В случае если в районе переднего дна нет дополнительного объема, весь гидропривод размещается в канале двигателя. При этом количество звеньев телескопического гидропривода делается таким, чтобы обеспечивались требования к завершающему участку циклограммы работы ДУ, но не более 6 – 7 (рис. 2.86, б).

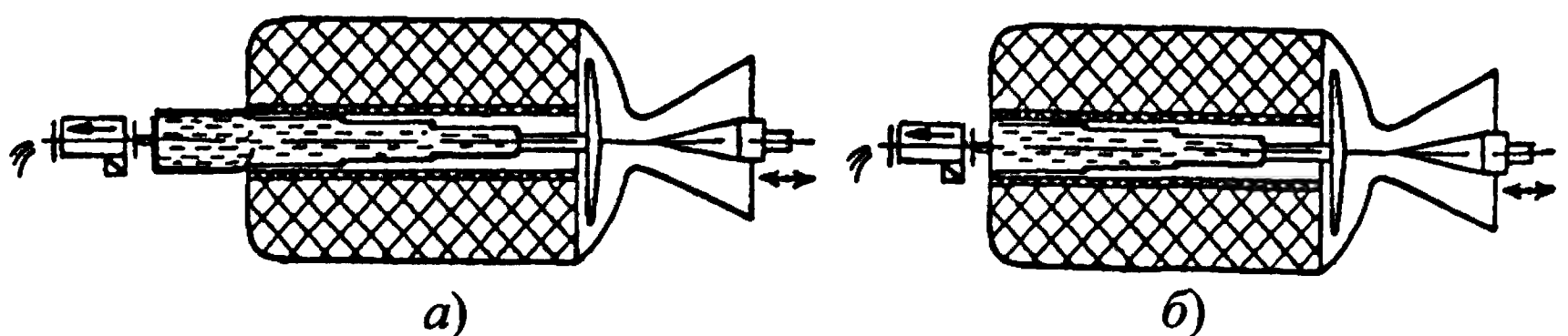


Рис. 2.86. Схемы размещения гидропривода в РЭУ с тепловым ножом:

а – регулятор слива вынесен; *б* – регулятор слива внутри канала

При отсутствии габаритных ограничений возможно внешнее относительно заряда расположение гидропривода, причем в предельном случае он может быть нетелескопическим, а выполненным по схеме «цилиндр–поршень».

Рабочая жидкость для гидропривода РДТТ с ТН должна удовлетворять следующим требованиям:

- не содержать механических примесей;
- как можно меньше выделять паров и газов;
- обладать антикоррозионными свойствами, химической стойкостью, хорошей смазывающей способностью и не вызывать смолообразования;
- не способствовать пенообразованию;
- мало изменять свою вязкость в пределах рабочих температур;
- не оказывать вредного воздействия на здоровье обслуживающего персонала.

Перечисленным требованиям в значительной мере отвечают нефтяные и синтетические масла. Для работы в условиях широкого температурного диапазона от 333 до 213 К (± 60 °С) применяют смеси минеральных масел, обеспечивающие необходимую вязкость. Этим требованиям отвечает масляная смесь АМГ-10. Для работы при температурах около 450 ... 500 К (180 ... 230 °С) применяют синтетические жидкости на кремнийорганической основе.

При проектировании и эксплуатации гидропривода РЭУ с ТН необходимо учитывать следующие особенности:

1. Вязкость капельных жидкостей зависит от температуры и уменьшается с увеличением последней. Влияние температуры на вязкость жидкости можно оценить формулой

$$\mu = \mu_0 \exp [-\beta (T - T_0)], \quad (2.49)$$

где μ и μ_0 – вязкость при температурах T и T_0 соответственно; β – коэффициент, значение которого для масел меняется в пределах 0,02 ... 0,03.

2. С увеличением давления вязкость большинства жидкостей возрастает, что может быть оценено формулой

$$\mu = \mu_0 \exp [-\alpha (p - p_0)], \quad (2.50)$$

где μ и μ_0 – вязкость при давлениях p и p_0 соответственно; α – коэффициент, значение которого для минеральных масел изменяется в пределах 0,02 ... 0,03 (нижний предел соответствует высоким температурам, а верхний – низким).

3. В некоторых случаях при течении через капилляры и малые зазоры наблюдается явление, которое не может быть объяснено законами гидравлики. Оно заключается в том, что расход жидкости через капилляр или зазор с течением времени уменьшается, несмотря на то, что перепад давления, при котором происходит движение жидкости, и ее физические свойства остаются неизменными. В отдельных случаях движение жидкости по истечении некоторого времени может прекратиться полностью. Это явление носит название облитерации, и его причина заключается в том, что при определенных условиях уменьшается площадь поперечного сечения канала (зазора, капилляра) вследствие адсорбции (отложения) поляризованных молекул жидкости на его стенках. Толщина адсорбционного слоя для масел составляет несколько микрометров, поэтому при течении через капилляры и малые зазоры этот слой может существенно уменьшить площадь поперечного сечения или даже полностью перекрыть его. С учетом перечисленных рекомендаций спроектирован регулятор слива жидкости из полости гидропривода теплового ножа регулируемого газогенератора (рис. 2.87).

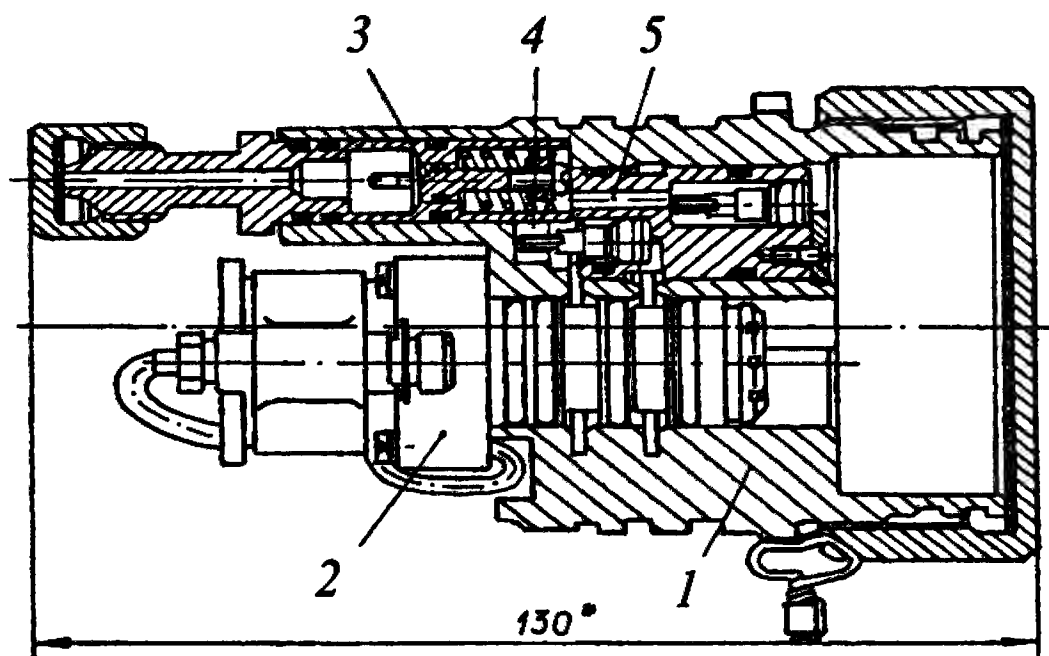


Рис. 2.87. Регулятор слива жидкости из полости телескопического гидропривода: 1 – корпус; 2 – электрогидравлический клапан 6Ц-151А-14; 3 – обратный клапан; 4 – основной канал для слива жидкости; 5 – «дежурный» канал

«Дежурный» канал для слива жидкости предназначен для того, чтобы ТН находился в постоянном движении. Площадь дросселя дежурного канала выбирается такой, чтобы при закрытом основном канале тепловой нож никогда не касался поверхности горения заряда.

Энергетические установки рассматриваемого класса эксплуатируются в широком температурном диапазоне. В связи с тем что ТН в начальном состоянии фиксируется разрывным болтом (позиция 12 рис. 2.67) на задней крышке газогенератора, необходимо обеспечить гарантированный люфт, т.е. возможность гидроцилиндров перемещаться друг относительно друга при изменении температуры окружающей среды. Для этого при заправке и начальной установке гидроцилиндров должна быть сделана упреждающая осадка одного из цилиндров настолько, чтобы при минимальной температуре эксплуатации не произошло несанкционированного разрушения разрывного болта. Изменение объема масла за счет изменения температуры окружающей среды определяется по формуле

$$\Delta W = W_{\text{сум}} \beta_T \Delta T, \quad (2.51)$$

где β_T – коэффициент объемного расширения; $W_{\text{сум}}$ – суммарный объем, занимаемый маслом; ΔT – температурный интервал эксплуатации.

Компенсационная длина начальной установки штока l определяется по формуле

$$l = \frac{\Delta W}{F_{\text{ц max}} - F_{\text{ц min}}}, \quad (2.52)$$

где $F_{\text{ц max}}$, $F_{\text{ц min}}$ – площадь цилиндра с максимальным и минимальным диаметром соответственно.

Расчеты применительно к энергоустановке показали, что упреждающая осадка гидропривода из шести гидроцилиндров общей длиной ~ 750 мм должна быть на уровне 20 ... 25 мм.

Нетеплоизолированный снаружи блок телескопических гидроцилиндров в процессе работы подвергается интенсивным тепловым нагрузкам. При большом времени работы и свободном доступе продуктов сгорания в канал заряда наблюдаются случаи неполного складывания блока телескопических гидроцилиндров (рис. 2.88).



Рис. 2.88. Неполное складывание гидроцилиндров

По результатам дефектации установлено, что причиной заклинивания является коксование резиновых уплотнительных манжет.

С целью уменьшения тепловой нагрузки на гидропривод могут быть рекомендованы следующие мероприятия:

- установка на штоке гидропривода теплового экрана (позиция 13 рис. 2.67), ограничивающего доступ «свежих» продуктов сгорания в застойную зону;
- введение тепловой развязки между штоком и тепловым ножом;
- изготовление штока из металлокерамики.

В том случае, если перечисленных мероприятий недостаточно, к штоку может быть присоединен контейнер с сублимирующим охладителем, например с бикарбонатом натрия, бикарбонатом кальция или хлоридом алюминия с 10 ... 16 % тефлона или поливинилацетата в качестве связующего. Например, при разложении бикарбоната натрия



поглощается 787 Дж/г. Охладитель может быть также нанесен на бронированную поверхность канала заряда твердого топлива.

Конструкция блока телескопических гидроцилиндров представлена на рис. 2.89, а внешний вид гидропривода – на рис. 2.90.

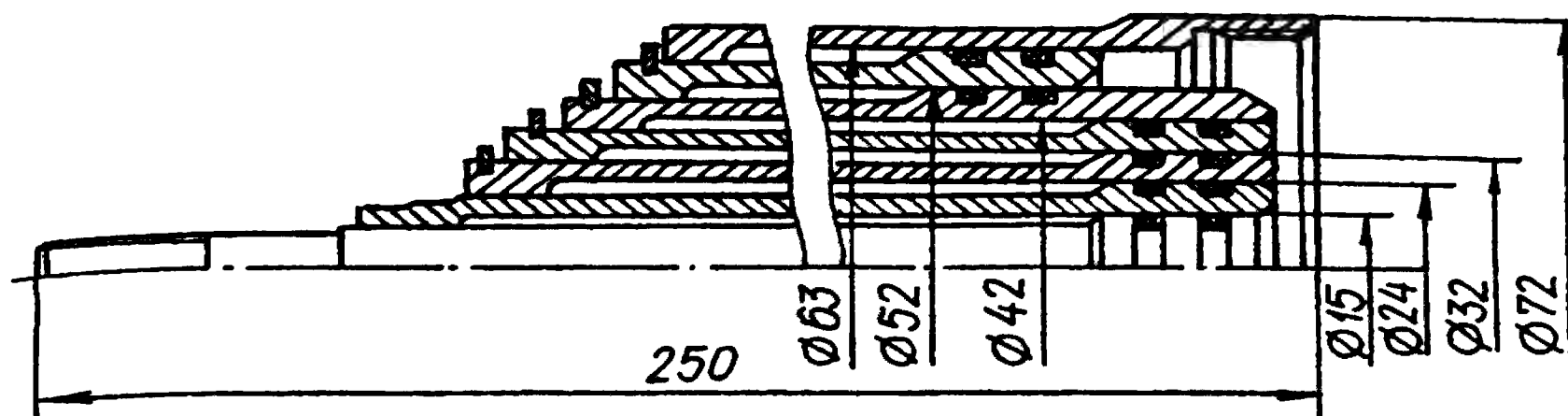


Рис. 2.89. Блок телескопических гидроцилиндров

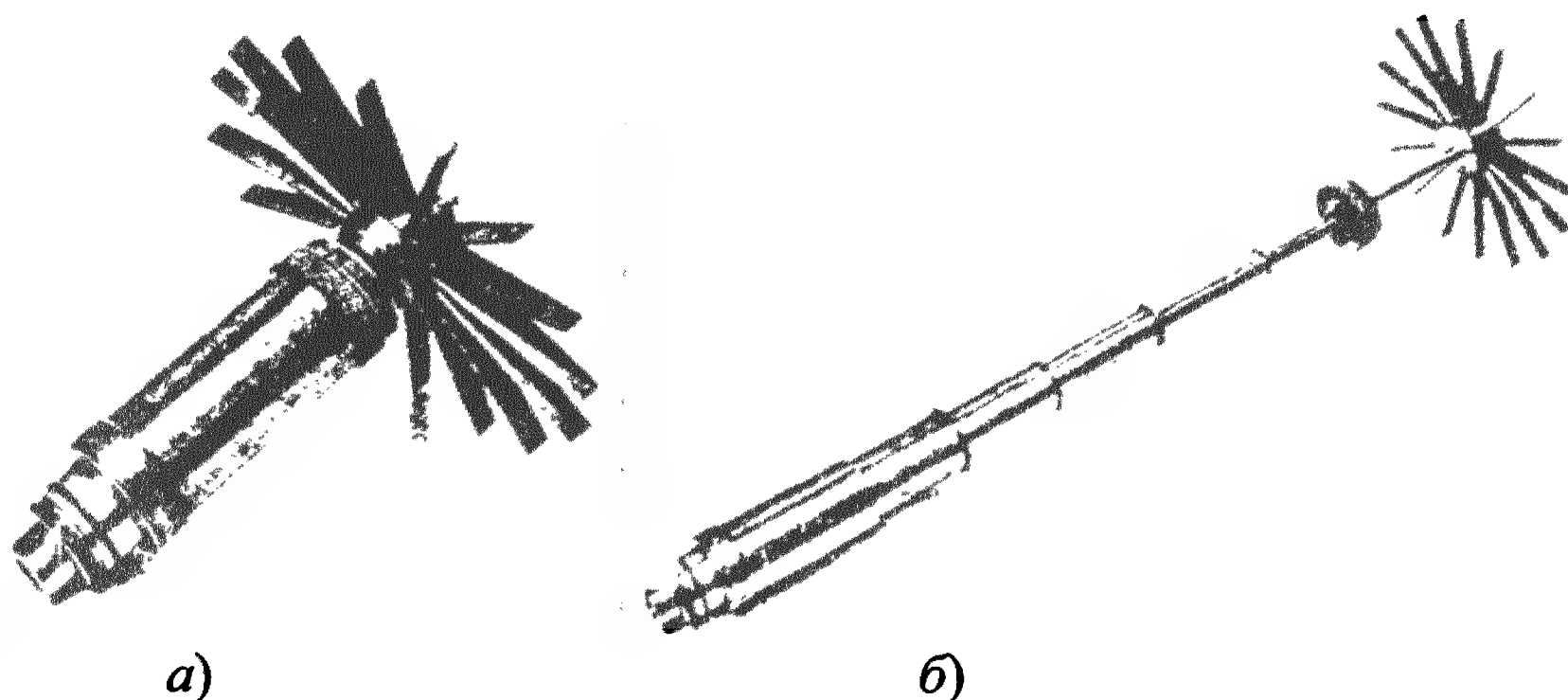


Рис. 2.90. Телескопический гидропривод:

а – в сложенном состоянии; *б* – в раздвинутом (исходном) состоянии

Гидропривод ЭУТТ с ТН длительное время функционирует в условиях воздействия высоких температур и давлений. С целью повышения надежности и ресурса ЭУТТ предложен ряд оригинальных схем приводов.

Схема ДУ с ТН (рис. 2.91) основана на передаче винт – гайка. Для увеличения коэффициента заполнения, времени работы и уменьшения остатка топлива в конце работы привода предлагается использовать винтовую передачу. Достоинствами передачи являются: возможность получения относительно медленного поступательного движения или больших усилий перемещения, простота конструкции и малые габаритные размеры.

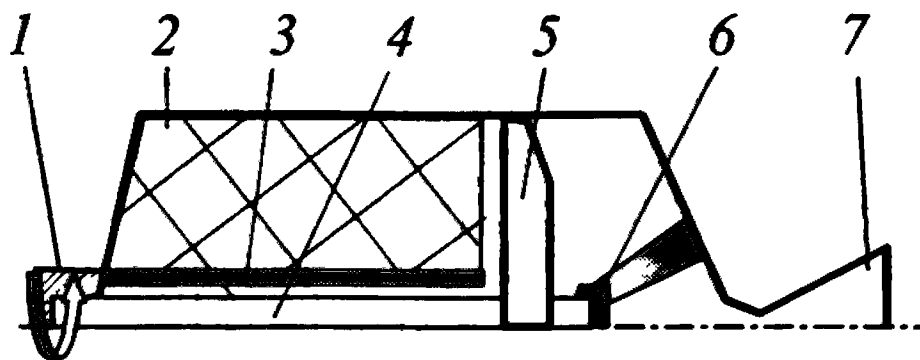


Рис. 2.91. Схема ДУ с винтовым приводом ТН:

1 – вращающий механизм привода; 2 – заряд ТТ; 3 – бронировка канала;
4 – винт; 5 – ТН; 6 – направляющее устройство; 7 – сопло

Продольное усилие может достигать 500 ... 1000 кН, скорость относительного перемещения гайки ТН до 0,2 м/с, длина перемещения до 3 ... 5 м.

Принцип работы предложенной схемы заключается в следующем. Совершая вращательные движения с помощью механизма 1 привода, винт 4 перемещает ТН 5 по направляющим 6 в сторону заряда ТТ 2. Регулирование скорости движения ТН на стационарном и форсированном режимах осуществляется за счет изменения частоты вращения винта. Вращающим механизмом привода могут служить турбина и рабочее вещество, заключенные в различного рода аккумуляторах (пневмо-, гидроаккумулятор, ПГГ и т.д.). Возможно использование энергии продуктов сгорания основного твердого топлива ДУ. Эффективность ЭУ с винтовым приводом ТН возрастает с увеличением габаритных размеров заряда и продолжительности времени работы установки.

Перспективной является схема, представленная на рис. 2.92. По этой схеме ТН поджигается специальными реагентами. В качестве реагентов могут быть вещества, которые в результате химических превращений увеличивают свой объем, не меняя фазового состояния (твердого). Понятие «твердое» является условным, так как это может быть вязкоупругое вещество типа резины, которая под воздействием керосина набухает и увеличивает свой объем. Реагентами могут служить естественные цеолиты, родонит ртути, изменяющий свой объем в результате нагрева в 10 ... 12 раз, кристаллическая сахароза, увеличивающаяся в объеме в 6 ... 8 раз под воздействием серной кислоты, и другие. К достоинствам

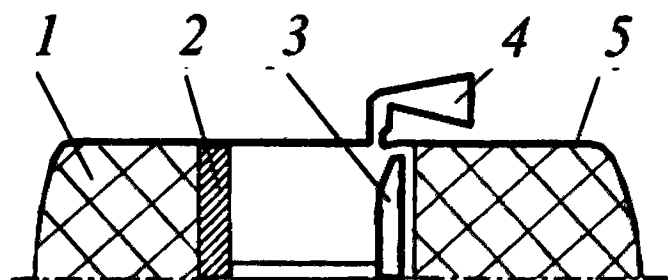


Рис. 2.92. Схема ДУ на ТРТ с ТН, использующая в качестве привода специальные реагенты:

1 – реагент; 2 – подвижное днище; 3 – ТН; 4 – сопло; 5 – заряд ТТ

этой схемы относятся простота изготовления и возможность длительного хранения, а к недостаткам – сложность регулирования процессов

Еще одним способом приведения в движение ТН является использование эффекта памяти формы сплавов. Эффект заключается в том, что сплавы, деформированные при низкой температуре, восстанавливают свою форму при нагреве. Известно более десяти основных сплавов, обладающих эффектом памяти формы, один из них – сплав $Ti - Ni$ (нитинолы). Обладая величиной возврата деформации, равной 8 %, они имеют хорошие технологические и эксплуатационные свойства (можно получить такой же рабочий ход, как и у электромагнитных соленоидов, гидравлических и пневматических цилиндров).

Сплавы с эффектом памяти формы можно использовать в качестве вращающего механизма малогабаритной ДУ с винтовым приводом ТН, изготавливая механизм в виде стянутой «часовой» пружины, распрямляющейся при подводе теплоты, а также в качестве самостоятельного привода теплового ножа регулируемой ЭУТТ (рис. 2.93).

Принцип действия привода заключается в следующем. Из сплава с эффектом памяти формы изготавливается деталь в виде плотно сложенного сиффона, которая впоследствии подвергается деформации при более низкой температуре и приобретает форму полого цилиндра. При подводе теплоты к цилиндру в период работы регулируемой ДУ осуществляется обратный процесс принятия первоначальной формы деталью. За счет этого процесса и осуществляется поджатие ТН к горячей поверхности твердого топлива.

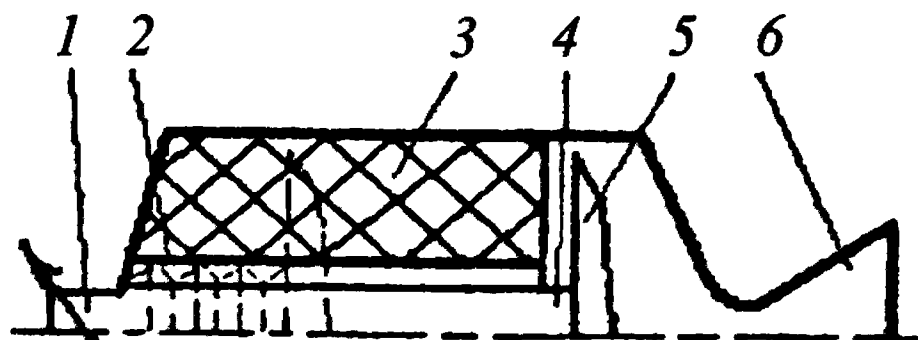


Рис. 2.93. Схема принципа действия привода с использованием эффекта памяти формы сплава:

1 – регулятор слива; 2 – бронировка; 3 – заряд ТТ; 4 – привод;
5 – ТН; 6 – сопло

Для увеличения устойчивости детали при нагрузках и возможности управления скоростью процесса «складывания» цилиндра в сильфон, его внутренняя полость заполняется рабочей жидкостью. Жидкость вытесняется из полости через регулятор слива, в результате чего обеспечивается необходимая скорость деформации. Преимуществами данного способа приведения в движение ТН являются его компактность, универсальность (т.е. возможна реализация как складывания, так и раздвижения сильфона), а также отсутствие дополнительных источников энергии, так как отбор теплоты производится непосредственно из камеры сгорания ДУ.

Рассматривая процессы, происходящие в камере сгорания ДУ, замечаем, что элементы конструкции привода ТН подвергаются значительным тепловым нагрузкам. Для исключения этого влияния необходимо вынести как можно больше элементов за пределы камеры ДУ. В качестве примера рассмотрим схему, изображенную на рис. 2.94.

Принцип действия схемы заключается в следующем. ТН перемещается в камере сгорания за счет поля постоянного магнита. Магнит же перемещается сервоприводом, вынесенным за пределы камеры. В качестве сервопривода магнита возможно использование как гидропривода, так и других приводов, в том числе и перечисленных выше. Основным показателем свойств магнитных материалов является удельная магнитная энергия, равная половине произведения индукции и напряженности магнитного поля. От этого показателя ($W_{\max}$) зависит объем магнита, необходимый для

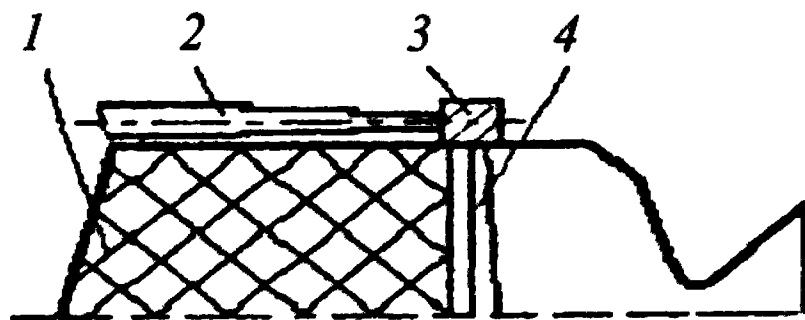


Рис. 2.94. Схема ЭУТТ с приводом ТН за счет постоянного магнита:

1 – заряд ТТ; 2 – привод магнита;

3 – постоянный магнит; 4 – тепловой нож

создания магнитного поля в заданном воздушном зазоре. Чем больше удельная магнитная энергия, тем меньше объем, а следовательно, и масса магнита. В наибольшей степени возможно использование магнитотвердых ферритов и сплавов системы Fe-Al-Ni, Fe-Al-Ni-Co. Все рассмотренные принципиальные схемы приводов ТН регулируемых ЭУТТ в целях систематизации можно классифицировать. Выделяем основные классификационные признаки:

- вид привода (телескопический гидроцилиндр, винт, магнит, мультипликатор и т.д.);
- состояние теплового ножа (подвижный, неподвижный);
- рабочее вещество (жидкость, продукты сгорания, дополнительный газ, компоненты топлива и т.д.);
- расположение (внутреннее, внешнее).

На основании вышеизложенного при проектировании регулируемой ЭУТТ оптимальный сервопривод ТН выбирают исходя из условий технического задания.

Тепловой нож в процессе работы регулируемой энергоустановки подвергается комплексному воздействию механических нагрузок, высокой температуры и агрессивной газовой среды. Выбор материала для изготовления ТН зависит от степени воздействия каждой нагрузки в отдельности. В качестве ограничителей при выборе материала выступают технологичность, надежность и масса ножа.

Принципиально для изготовления ТН могут быть использованы обычные и жаропрочные стали, ниобиевые, молибденовые, вольфрамовые сплавы, конструкционные материалы на основе углерод-углеродных композиций с нанесением защитных покрытий.

При создании регулируемых энергоустановок с высокими рабочими характеристиками необходимо использовать прочно скрепленные заряды из смесового безметального топлива с температурой продуктов сгорания 1500 ... 1700 К при времени работы 100 ... 300 с, что ставит под сомнение возможность применения для изготовления ТН даже жаропрочных сталей типа 20Х23Н18 с защитными покрытиями типа двуокиси циркония. По этой причине остановимся на оценке характеристик тугоплавких материалов с позиции их возможного использования для изготовления конструктивных элементов тепловых ножей.

Удачное сочетание свойств ниобия: удовлетворительная прочность, достаточно высокие значения жаропрочности, пластичности, высокая коррозионная стойкость в различных химических средах, высокая температура плавления, средняя плотность и низкий температурный интервал перехода из пластичного состояния в хрупкое – делает ниобий одним из перспективных тугоплавких материалов. Однако недостатками ниобия являются высокая окисляемость и взаимодействие с водородом, начиная с 500 °С. При нагреве его выше 600 ... 800 °С в среде азота образуются нитриды, а при 900 ... 1100 °С в контакте с углеродом – карбиды.

Молибден является основой современных наиболее тугоплавких сплавов. Молибден склонен к окислению на воздухе. При температуре свыше 600 °С скорость окисления высока, при этом образуется триокись молибдена, плавящаяся при 795 °С. В результате нагрева молибдена выше 1100 ... 1200 °С в контакте с углеродом или в среде углеводородов и окиси углерода образуются карбиды молибдена, плавящиеся при 2410 и 2700 °С.

Среди тугоплавких металлов вольфрам имеет самые высокие значения температуры плавления, модуля упругости и коэффициента теплопроводности. При нагревании вольфрама с бором, углеродом или кремнием свыше 1000 ... 1200 °С образуются бориды, карбиды и силициды вольфрама. Из соединений вольфрама с углеродом известны два: W_2C и WC , плавящиеся при 2730 и 2720 °С соответственно.

Сравнительные данные по перечисленным металлам приведены в табл. 2.3.

2.3. Физические и механические свойства тугоплавких металлов

Свойства	Nb	Mo	W
Плотность, кг/м ³	8,57	10,22	19,3
Температура плавления, °C	2468	2610	3380
Теплоемкость при 20 °C, кал/(моль·град)	5,52	5,75	5,89
Теплопроводность, кал/(см·с·град)	0,125	0,328	0,40
Предел прочности на разрыв σ_b , кг/мм ² , при T , °C:			
1050	13,3	—	—
1510	—	7,7	—
1925	—	—	7,7

Сравнение показывает, что вольфрам из-за высокой плотности неконкурентоспособен ниобию и молибдену с точки зрения изготовления из них деталей теплового ножа. Ниобий при высокой температуре начинает взаимодействовать с продуктами сгорания топлива. По этой причине детали ТН из ниобия могут быть применены только при нанесении на них защитных покрытий. Так, ниобиевые сплавы с защитным покрытием из алюминида ниобия $NbAl_3$ в свое время были применены в качестве материала сопла двигателя в ракете «Сатурн-5» для программы «Аполлон», где рабочая температура может достигать 1400 °C. Показано, что успешно работает защитное покрытие из дисилицида молибдена, легированного гафнием, для деталей из ниобиевого сплава 5ВМЦ-2, работающих в среде продуктов сгорания твердого топлива с температурой 1700 К.

Молибден, взаимодействуя с продуктами сгорания, образует тугоплавкие соединения. По этой причине его сплавы могут быть использованы для изготовления элементов теплового ножа без нанесения защитных покрытий. Наилучшим комплексом свойств для изготовления деталей ТН из известных молибденовых сплавов

(ЦМ-10, ЦМ-6, ЦМ-2А, ММП, М1-МП) обладает сплав М1-МП. По сравнению с другими молибденовыми сплавами сплав М1-МП обладает значительно меньшей хрупкостью.

С целью уменьшения массы конструкции теплового ножа представляет интерес изготавливать его элементы из углерод-углеродных композиционных материалов, которые обладают достаточной прочностью при повышенных температурах.

Уже первые эксперименты с тепловым ножом показали, что переход на режим форсирования осуществляется с сильным забросом давления в камере сгорания. Кроме того, при переходе с меньшего режима тяги на больший нарастание давления на начальном участке происходит медленно, что приводит к невыполнению требования по длительности переходного процесса. Улучшение динамических и энергетических характеристик ЭУТТ с ТН возможно при использовании системы автоматического управления (САУ).

На рис. 2.95 показана типичная для автоматического управления по ошибке функциональная блок-схема САУ с обратной связью.

Рассмотрим схемы регулирования РДТТ (твердотопливного газогенератора) с тепловым ножом. На рис. 2.96 представлена схема для регулируемого двигателя с гидроприводом узла форсирования с постоянным критическим сечением сопла и двумя дискретно включаемыми дросселями слива, имеющими постоянное сечение; третий дроссель постоянно открыт или открывается с некоторой наперед заданной частотой для обеспечения постоянного перемещения ТН со скоростью, не превышающей стационарную скорость горения топлива.

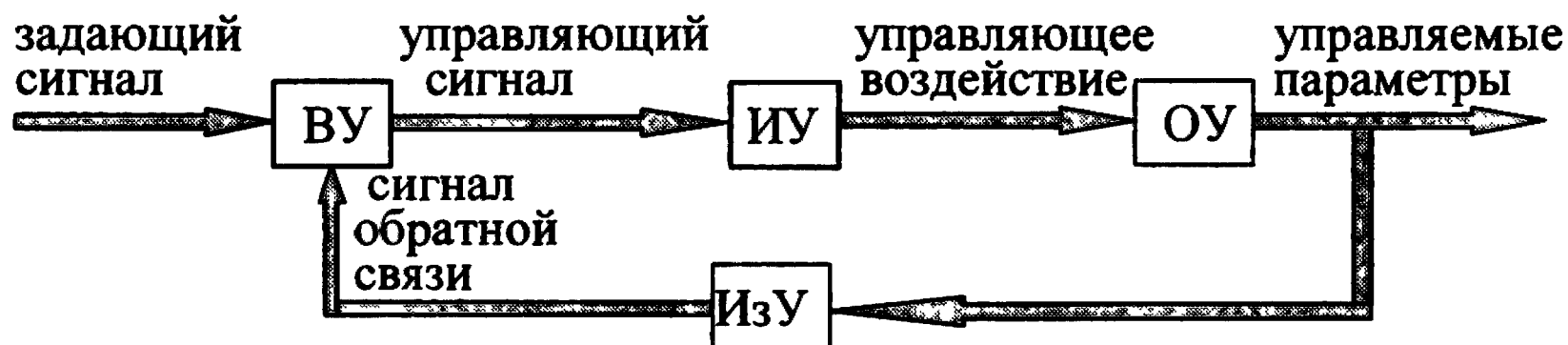


Рис. 2.95. Блок-схема СУ с обратной связью:

ОУ – объект управления (РДТТ с ТН); ИзУ – измерительное устройство;
ИУ – исполнительное устройство; ВУ – вычислительное устройство

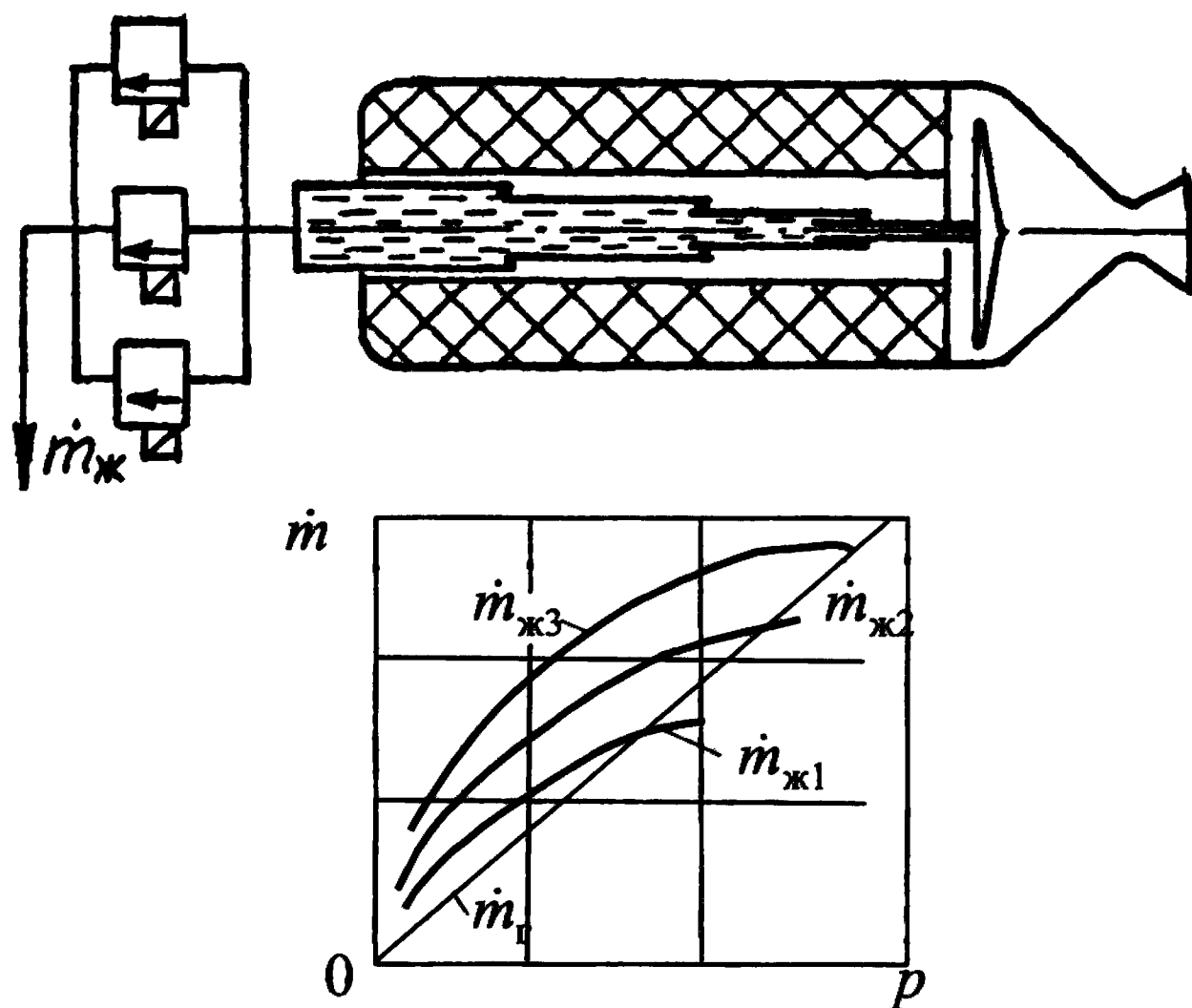


Рис. 2.96. Схема и расходные характеристики РЭУ с ТН при дискретно включаемых дросселях слива, имеющих постоянное сечение

На диаграмме $\dot{m} = f(p)$ расход через дроссели представлен в виде семейства парабол, где константой является площадь дросселя. Расход через нерегулируемое сопло показан прямой линией. Достоинствами этой схемы являются очевидная простота конструкции, высокая надежность, а недостатком — ярко выраженная дискретность статических характеристик.

Схема РЭУ с ТН с комбинированной системой управления изображена на рис. 2.97.

В данном случае управление осуществляется посредством воздействия на критическое сечение сопла регулирующим органом, приводимым в движение рулевой машинкой. Возможны режимы отслеживания постоянного давления и перехода с минимального уровня тяги на максимальный и обратно. Узел слива жидкости представляет собой также регулируемую конструкцию, состоящую из клапана постоянного перепада давления (КПП) и регулируемого дросселя.

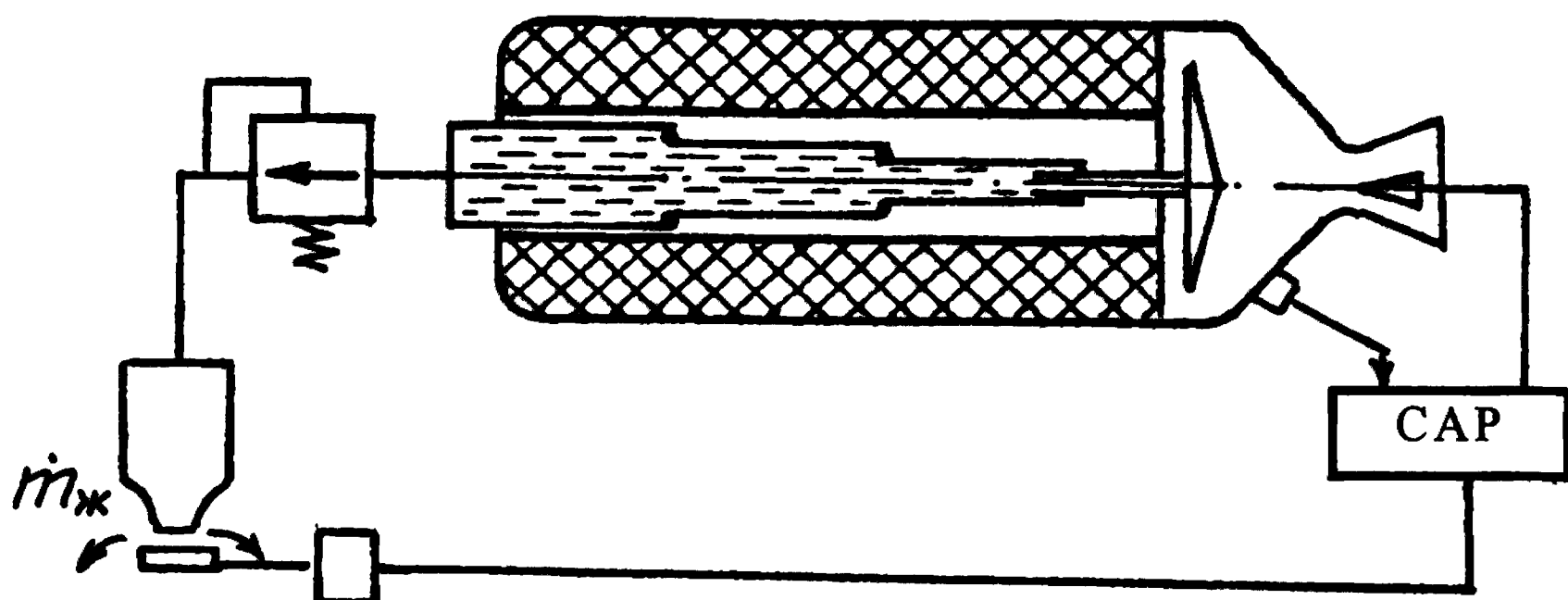


Рис. 2.97. Схема ЭУТТ с ТН с комбинированной системой управления

Введение в схему КПП позволяет управлять расходом жидкости путем изменения лишь одного параметра – проходного сечения дросселя $F_{др}$. При такой схеме границы регулирования значительно расширяются, возможно плавное изменение расхода. Между схемами, изображенными на рис. 2.96 и 2.97, возможны промежуточные схемы. Например, при отсутствии постоянной связи между $F_{др}$ и $F_{кр}$ возможно дискретное изменение площади критического сечения сопла в строго заданные моменты времени.

Рассмотрим варианты параметрического синтеза алгоритмов управления твердотопливного газогенератора с тепловым ножом энергосиловой установки универсальной противолодочной ракеты.

Функциональная схема системы управления представлена на рис. 2.98.

Здесь Ω – угловая скорость вращения турбины (при наличии). При наличии функциональных связей между давлением в камере ГГ и скоростью вращения турбины можно упростить систему управления, отказавшись от внешней обратной связи.

Математическая модель процессов в объекте управления и элементах регулятора при учете наиболее существенных факторов имеет вид

$$\begin{aligned}
 \frac{dp}{dt} &= \frac{1}{W} (\rho_{\tau} S u R T \chi T_w - R T \dot{m}), \\
 \frac{dT}{dt} &= \frac{T}{W p} [\rho_{\tau} S u R (\chi T_w - T) - (k-1) R T \dot{m}], \\
 \dot{m} &= \varphi_2 \frac{\Gamma(k) F_{\text{кр}} p}{\sqrt{\chi R T}}, \\
 u &= u_1 p^{\nu}, \\
 W &= W_0 + \int_0^t S u dt + \int_0^t \frac{\dot{m}_{\text{ж}}}{\rho_{\text{ж}}} dt, \\
 S &= f_s(u, u_{\text{м}}, \Gamma \Phi_{\text{т.н}}), \\
 u_{\text{м}} &= f_{u_{\text{м}}}(N), \\
 N &= \Delta p F_{\text{эф} i} - N_{\text{тр}}, \\
 \Delta p &= p - p_{\text{г}}, \\
 F_{\text{эф} i} &= F_{\text{пор} i} - F_{\text{шт} l}, \\
 p_{\text{г}} &= \begin{cases} 0,5 \frac{\rho_{\text{ж}} (F_{\text{эф} i} u)^2}{\mu F_{\text{др}}} & \text{при } F_{\text{др}} = F_{\text{др}}^*, \\ p & \text{при } F_{\text{др}} = 0, \end{cases} \\
 \dot{m}_{\text{ж}} &= \mu F_{\text{др}} \sqrt{\frac{2p}{\rho_{\text{ж}}}}, \\
 F_{\text{др}} &= \begin{cases} F_{\text{др}}^* & \text{при } i_F \geq 0, \quad i_F = i_{F'} + i_{F''}, \\ 0 & \text{при } i_F < 0, \end{cases} \\
 i_F &= f(\varepsilon_p), \quad \varepsilon_p = p^* - p, \\
 i_{F'} &= f(\varepsilon_{\Delta p}), \quad \varepsilon_{\Delta p} = \Delta p^* - p,
 \end{aligned} \tag{2.53}$$

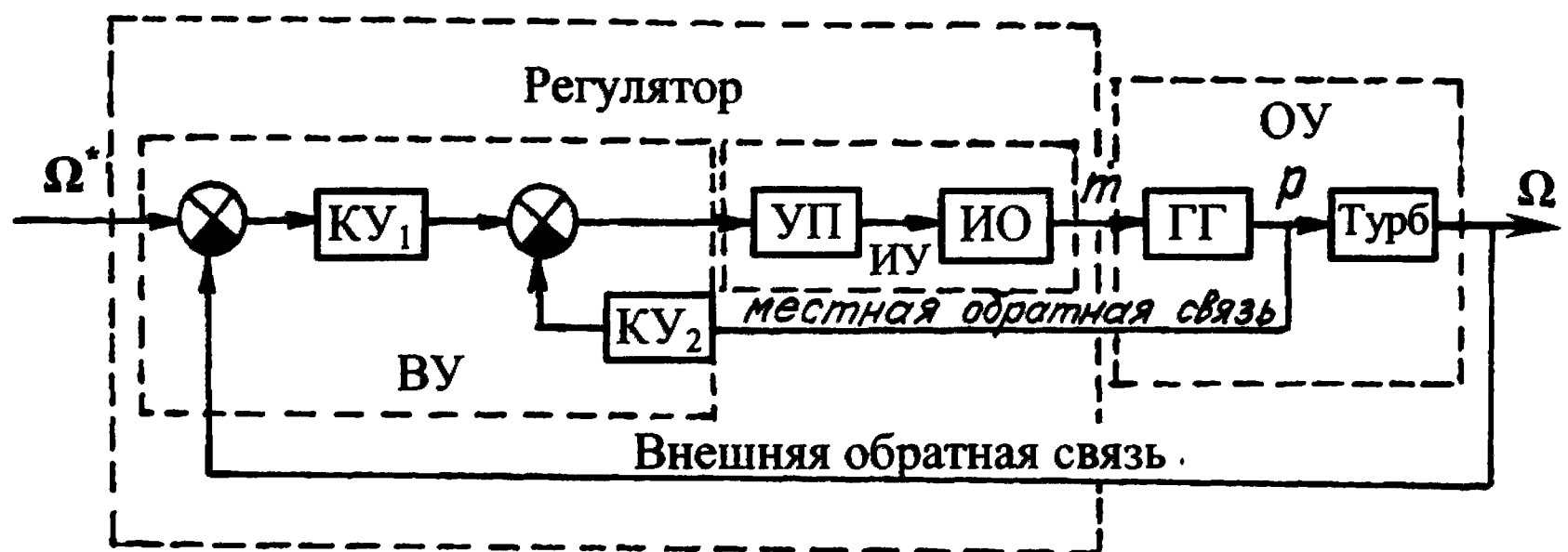


Рис. 2.98. Функциональная схема системы управления:

ИО – исполнительный орган; УП – усилительно-преобразовательные элементы; КУ₁, КУ₂ – корректирующие устройства; ОУ – объект управления

где $\Gamma\Phi_{т.н}$ – геометрическая форма теплового ножа; N – усилие поджатия теплового ножа; $f(\epsilon_p)$ – закон управления давлением в камере сгорания; $f(\epsilon_{\Delta p})$ – закон управления перепадом давления. Нижние индексы у переменных – «эф», «пор», «шт», «др», «тр», «ж» соответственно обозначают «эффективный», «поршень», «шток», «дрессель», «трение», «жидкость».

Функциональная схема системы управления давлением в камере сгорания ГГ с ТН, включая внутренний контур регулирования по перепаду давления, показана на рис. 2.99.

Введение контура регулирования для перепада Δp позволяет производить стабилизацию среднего значения Δp относительно программного значения Δp^* . Однако при аппаратной реализации требуется тщательный подбор датчиков давления с близкими статическими характеристиками, обеспечивающими приемлемое изменение систематической погрешности Δp при переменных давлениях.

Структура закона управления для давления в камере сгорания газогенератора в общем случае может иметь вид

$$i_F = K_1 \epsilon_p + K_2 \dot{\epsilon}_p + K_3 \int_0^t \epsilon_p dt, \quad (2.54)$$

так называемый пропорционально-интегрально-дифференциальный закон регулирования по ошибке $\epsilon_p = p^* - p$. Соответствующим

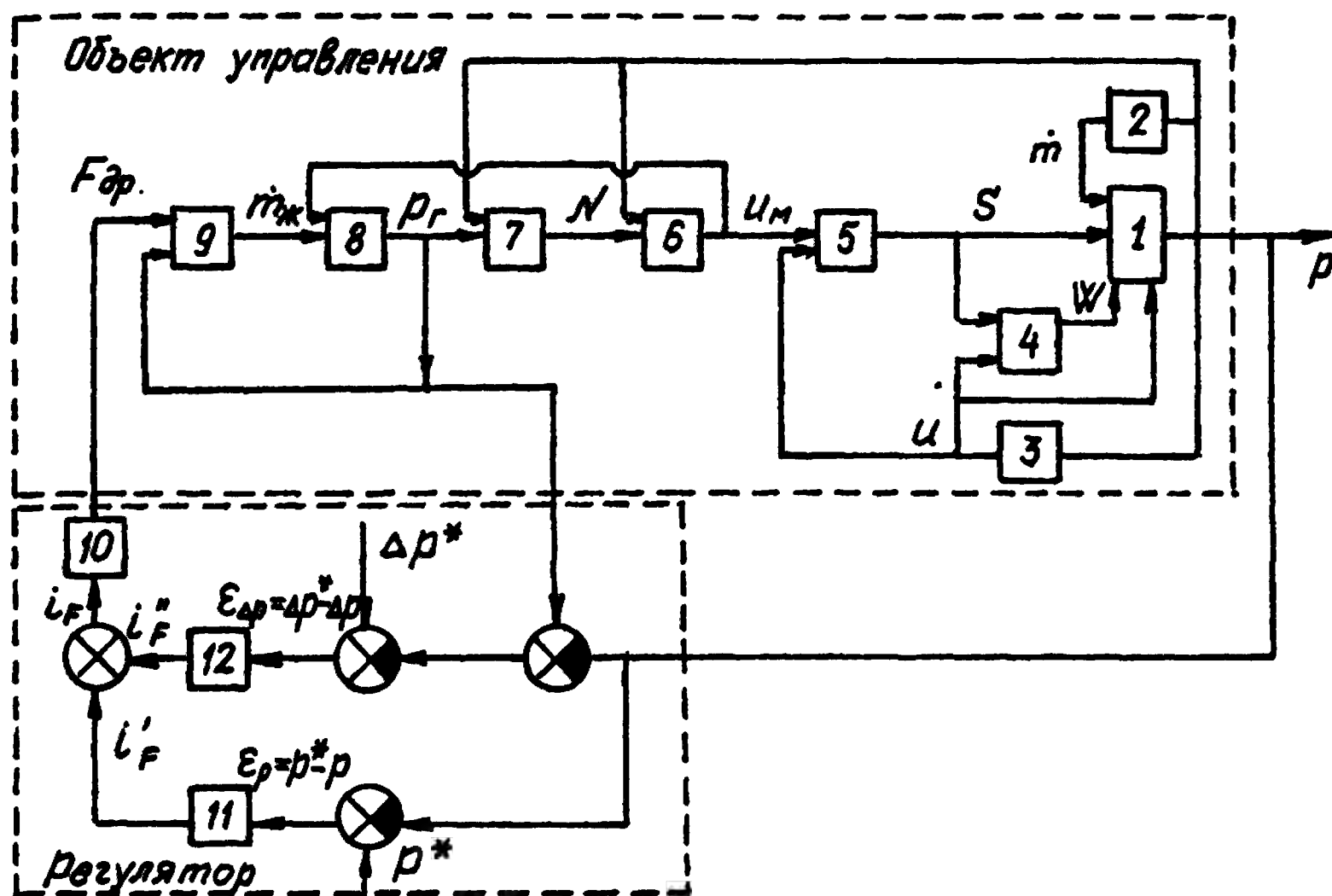


Рис. 2.99. Функциональная схема системы управления с контуром регулирования для Δp :

1 – давлением; 2 – расходом газа; 3 – скоростью горения; 4 – изменением объема камеры сгорания; 5 – изменением местной скорости горения; 6 – силой поджатия ножа; 7 – давлением в газогенераторе; 8 – расходом жидкости; 9 – площадью сливного клапана; 10 – частотой срабатывания дросселя; 11 – разбросом давлений; 12 – перепадом давлений

подбором взаимовлияющих коэффициентов $K_i = \overline{1-3}$ обеспечивается желаемое качество управления. При этом коэффициентом K_1 обеспечивается устойчивость контура управления, точность (величина статической ошибки) и быстродействие (время переходного процесса); коэффициент K_2 – демпфирование колебаний в переходных процессах, а введение коэффициента K_3 , при необходимости, дает нулевую статическую ошибку. При $K_3 \neq 0$ иногда наблюдается ухудшение качества регулирования, например увеличивается время и колебательность переходных процессов. Таким образом, параметрический синтез алгоритма управления рассматриваемого варианта ГТ с ТН представляет собой задачу определения не менее четырех параметров закона управления, обеспечивающих приемлемое качество контуров управления, а с учетом контура управления для оборотов турбины с пропорционально-дифферен-

циальным законом управления размерность параметрической задачи увеличивается до шести.

2.3. КОМБИНИРОВАННЫЕ СПОСОБЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЫХОДНЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ЭУТТ

Обеспечить большую глубину регулирования модуля тяги (секундного расхода) можно при одновременном использовании нескольких способов управления, например изменении поверхности (скорости) горения заряда и площади критического сечения сопла. Проведем сравнительный анализ применимости трех схем ЭУТТ при следующих исходных данных:

- требуемая глубина регулирования тяги (расхода) не менее 10;
- использование в энергоустановке твердого топлива с показателем степени в законе скорости горения не более 0,5 и температурой ПС не более 1600 К;
- обеспечение минимальной массы ЭУТТ, максимальной чувствительности к управляющим воздействиям, выполнение гарантийных сроков хранения, высокая надежность и минимальная стоимость.

Для анализа выберем следующие схемы ЭУТТ:

- с регулируемой площадью критического сечения сопла;
- с гидравлическим регулированием и изменяемой площадью критического сечения сопла;
- с тепловым ножом и изменяемой площадью критического сечения сопла.

Сделаем следующее упрощающее допущение: регулирование площади критического сечения сопла осуществляется дискретно по принципу открыто-закрыто. Изменение $F_{кр}$ может осуществляться с помощью двухпозиционного клапана, приводимого в действие газами или электромагнитами. В этом случае выбранные для анализа схемы приобретают конкретный вид (рис. 2.100).

В рассматриваемых двигателях могут быть использованы как баллиститные, так и смесевые топлива. Применение смесевых топлив более предпочтительно: они допускают прочное скрепление заряда с корпусом двигателя и имеют более низкий порог устойчивого горения по давлению. Как правило, смесевые безметалльные

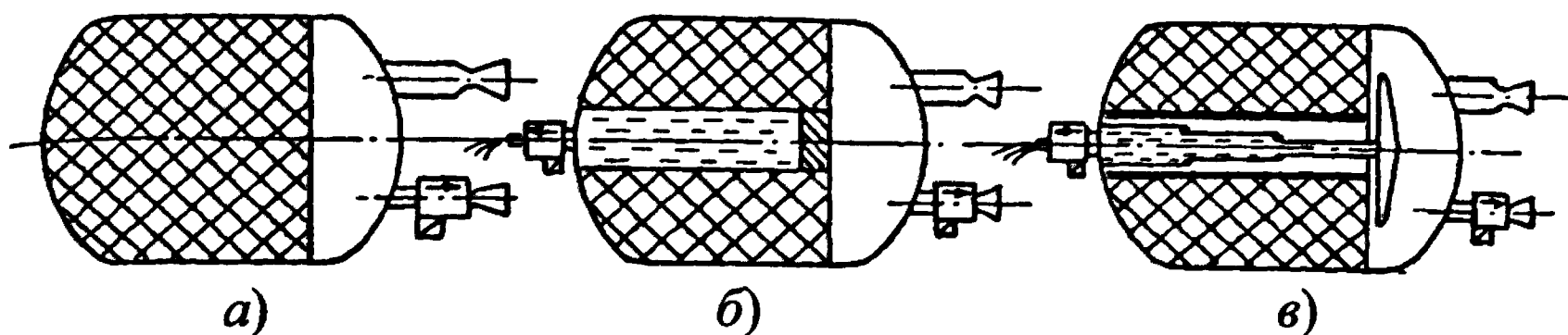


Рис. 2.100. Конструктивные схемы регулируемых РЭУ, принятые для сравнительного анализа

топлива устойчиво горят при давлении более 1 МПа. Отсутствие металла в топливе обусловлено ограничениями по температуре продуктов сгорания.

Примем нижний уровень давления в камере $p_0 = 2$ МПа, тогда имеем

$$p = \left(\frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} \right)^{\frac{1}{\nu}} p_0 = 2 \cdot 10^2 \text{ МПа},$$

что делает такую схему двигателя (см. рис. 2.100, *а*) при принятых условиях неконкурентоспособной из-за чрезмерной массы конструкции. Если ввести дополнительное ограничение по уровню максимального давления в камере сгорания $p_{\max} \leq 20$ МПа, то показатель ν во всем рассматриваемом диапазоне давлений должен быть $\nu > 1$. РДТТ при использовании топлива с $\nu > 1$ будет статически неустойчив и для своей реализации потребует создания специальной высокочувствительной системы управления.

При использовании топлива с $\nu < 0,5$ в двигателе по схеме «*а*» (см. рис. 2.100) возможно получение больших расходов при не очень высоких давлениях, соответствующих глубине регулирования $\bar{m} = 10$, однако это можно реализовать, как показали расчеты и эксперименты, только в частотном режиме. В этом случае работа двигателя организуется следующим образом: площадь критического сечения нерегулируемого сопла рассчитывается на очень высокое давление, а суммарная площадь обоих сопел – на нижний уровень давления. При закрытии регулируемого сопла давление в

камере начинает расти, но при достижении предельно допустимого давления в камере сгорания сопло открывается. Полный спад давления до p_0 также не допускается: регулируемое сопло закрывается. Характер изменения давления в камере такого двигателя показан на рис. 2.101.

Недостатки работы такой схемы работы двигателя очевидны:

- невозможно обеспечить режим стабилизации давления в камере с точностью $\pm 5\%$;
- в связи с изменением объема камеры сгорания при выгорании топлива частота стабилизации процесса будет весьма высокой в начале работы двигателя и существенно уменьшится к концу его работы.

Схемы «б» и «в» (см. рис. 2.100) по статическим характеристикам однотипны. В случае обеспечения глубины регулирования поверхности горения $\bar{S} = 3,15$ глубина изменения давления в камере $\bar{p}$ будет равна 10, т.е. верхний уровень давления будет равен 20 МПа. Площадь критического сечения сопла при этом можно не изменять. В случае если будут более существенные ограничения по максимальному давлению в камере сгорания, площадь критического сечения сопла нужно будет регулировать.

Двигатель, выполненный по схеме «в», будет тяжелее двигателя по схеме «б» из-за наличия телескопического гидропривода и

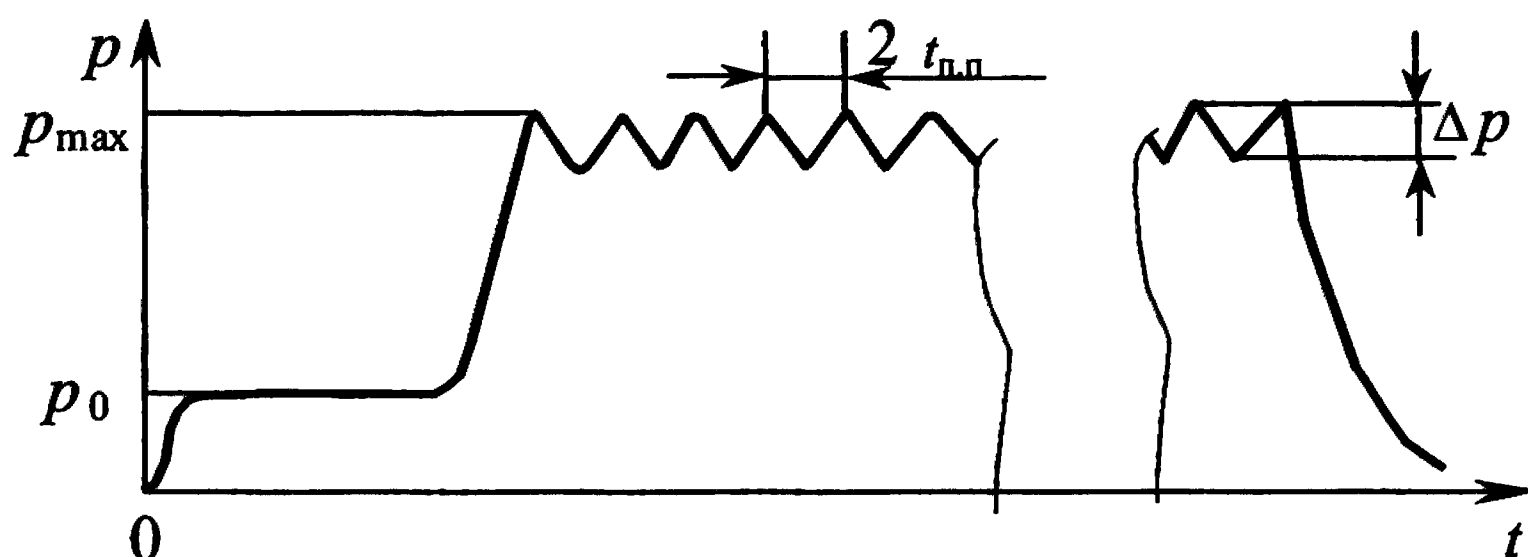


Рис. 2.101. Характер изменения давления в двигателе по схеме «а» (см. рис. 2.100) при частотном регулировании внутрикамерного процесса

теплового ножа. Остальные элементы их конструкции будут иметь примерно одинаковые характеристики.

При определенных габаритных ограничениях двигатель с гидрорегулированием поверхности горения, имея один канал для слива жидкости, будет обеспечивать на участках спада давления более затянутые, чем в двигателе с тепловым ножом, переходные процессы. При достаточно развитой поверхности теплового ножа реализуется соотношение

$$2t_{\text{п.п т.н}} \leq t_{\text{п.п г-д.}}$$

При большом количестве переходов с верхнего уровня тяги на нижний такое соотношение для обеспечения заданной циклограммы предопределит необходимость иметь в двигателе с гидрорегулированием несколько больший запас топлива, чем в двигателе с ТН. Тем самым нивелируется массовое превосходство, связанное с наличием гидропривода и теплового ножа в двигателе схемы «в» (см. рис. 2.100).

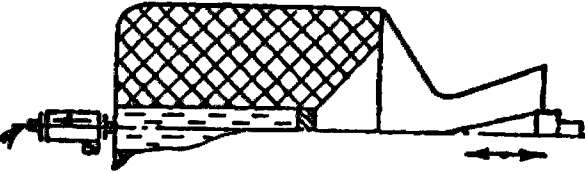
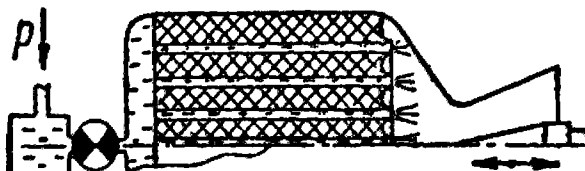
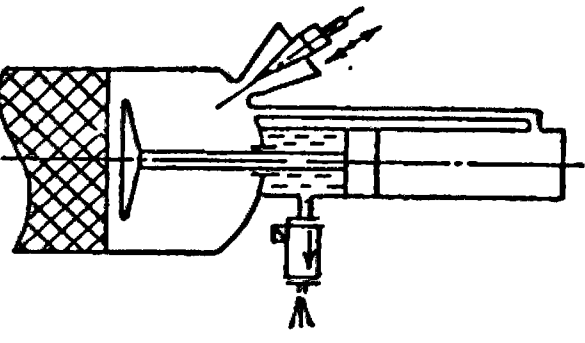
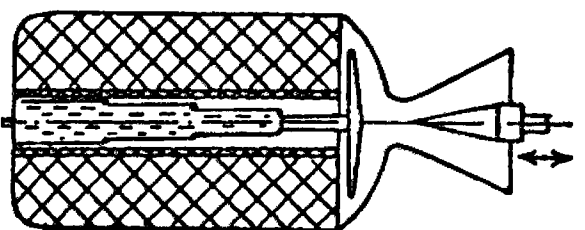
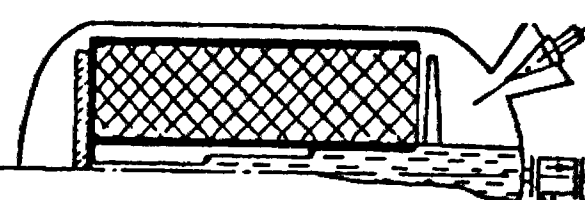
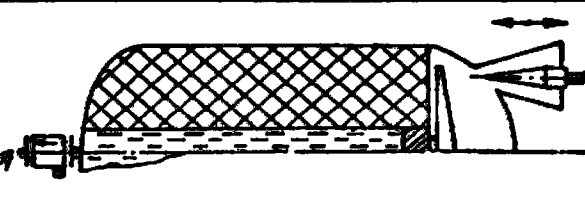
В отличие от двигателя с ТН двигатель с гидрорегулированием поверхности горения будет иметь серьезный недостаток, связанный с трудностью обеспечения гарантийных сроков хранения жидкости, залитой в канал заряда.

Итак, проведенный анализ трех схем регулируемых двигателей показал, что схема РДТТ с тепловым ножом выгодно отличается от двух других схем и может рассматриваться в качестве перспективной.

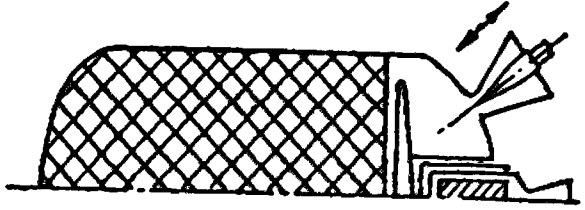
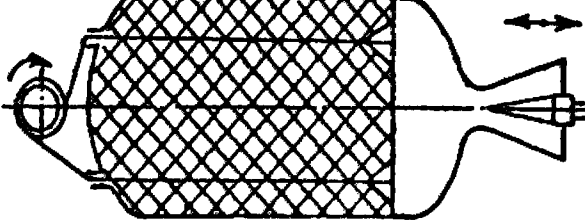
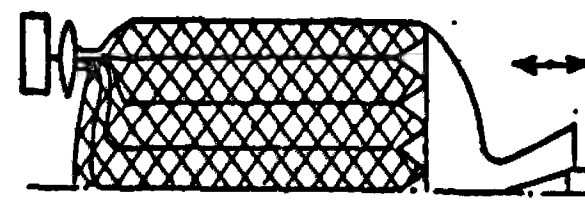
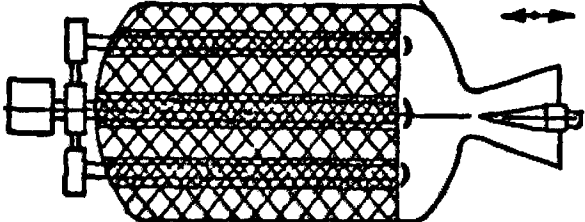
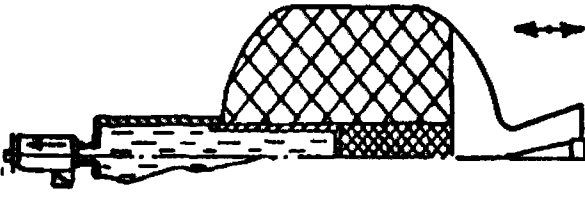
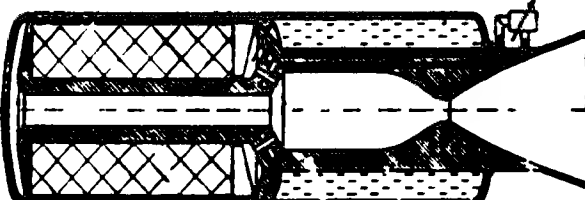
Анализ различных схем ЭУТТ, соединяющих в себе управление изменением площади критического сечения с другими способами, показывает, что все они являются простым суммированием этих способов (со всеми их достоинствами и недостатками). Комбинированные схемы управляемых энергоустановок приведены в табл. 2.4.

Двигатели с тепловым ножом, как правило, обладают невысокими энергетическими характеристиками, что объясняется двумя причинами:

2.4. Комбинированные схемы регулируемых энергоустановок

№ п/п	Схема РЭУ	Краткая характеристика
1		РЭУ с гидравлическим регулированием. Изменение поверхности и скорости горения осуществляется путем сброса жидкости из каналов заряда
2		РЭУ с гидравлическим регулированием. Изменение поверхности и скорости горения осуществляется за счет подачи жидкости в камеру по капиллярным сосудам
3		РЭУ с тепловым ножом и внешним расположением гидропривода. При постоянном давлении в камере нож движется с постоянной скоростью
4		РЭУ с тепловым ножом и внутренним расположением телескопического гидропривода. Внутреннее бронирующее покрытие разрезается тепловым ножом
5		РЭУ с подвижным зарядом и неподвижным тепловым ножом. Заряд забронирован по наружной и внутренней цилиндрической поверхности
6		РЭУ с тепловым ножом и поршнем, перемещаемым в канале забронированного заряда

Продолжение табл. 2.4

№ п/п	Схема РЭУ	Краткая характеристика
7		РЭУ с тепловым ножом и пневматическим приводом. Рабочее тело привода – продукты сгорания низкотемпературного твердого топлива
8		Регулируемый РДТТ с механическим разрезанием заряда. Тросы с режущими блоками намотаны на барабан. Аналогично выглядит схема с вытягиванием нитей
9		РЭУ с оптическим регулированием. Световые импульсы от лазера через линзы по оптическим волокнам передаются к поверхности заряда
10		РЭУ с электродуговым регулированием
11		Регулируемый РДТТ с подвижным полузарядом. Зазор между полузарядами заполняется термостойкой силиконовой смазкой
12		РЭУ комбинированного типа с неподвижным тепловым ножом и камерой дожигания

- из-за наличия расхода гидроприводом рабочей жидкости снижается энергетическое содержание единицы расхода материалов, затрачиваемых на создание тяги (топлива вместе с химически инертной рабочей жидкостью);
- низкая теплостойкость теплового ножа приводит к необходимости снижения температуры в камере сгорания, что, в свою очередь, снижает значение удельного импульса тяги, который пропорционален корню из температуры $\sqrt{T}$.

Исключение составляет РЭУ с ТН и камерой дожигания (№ 12 табл. 2.4), достойная более подробного рассмотрения. Двигатель, представленный на рис. 2.102, лишен перечисленных недостатков [43].

Это достигается тем, что в качестве рабочей жидкости гидропривода используется один из компонентов топлива — жидкий окислитель (или горючее). Возможность использования рабочей жидкости как компонента топлива обеспечивается ее мультипликацией дифференциальным поршнем 4. На дифференциальном поршне 4 закреплен заряд 1. Благодаря перепаду давления, обусловленному мультипликацией, жидкий компонент топлива 11 поступает через регулируемый дроссель 6 в камеру дожигания 10, куда одновременно из газогенератора 3 поступают газы, генери-

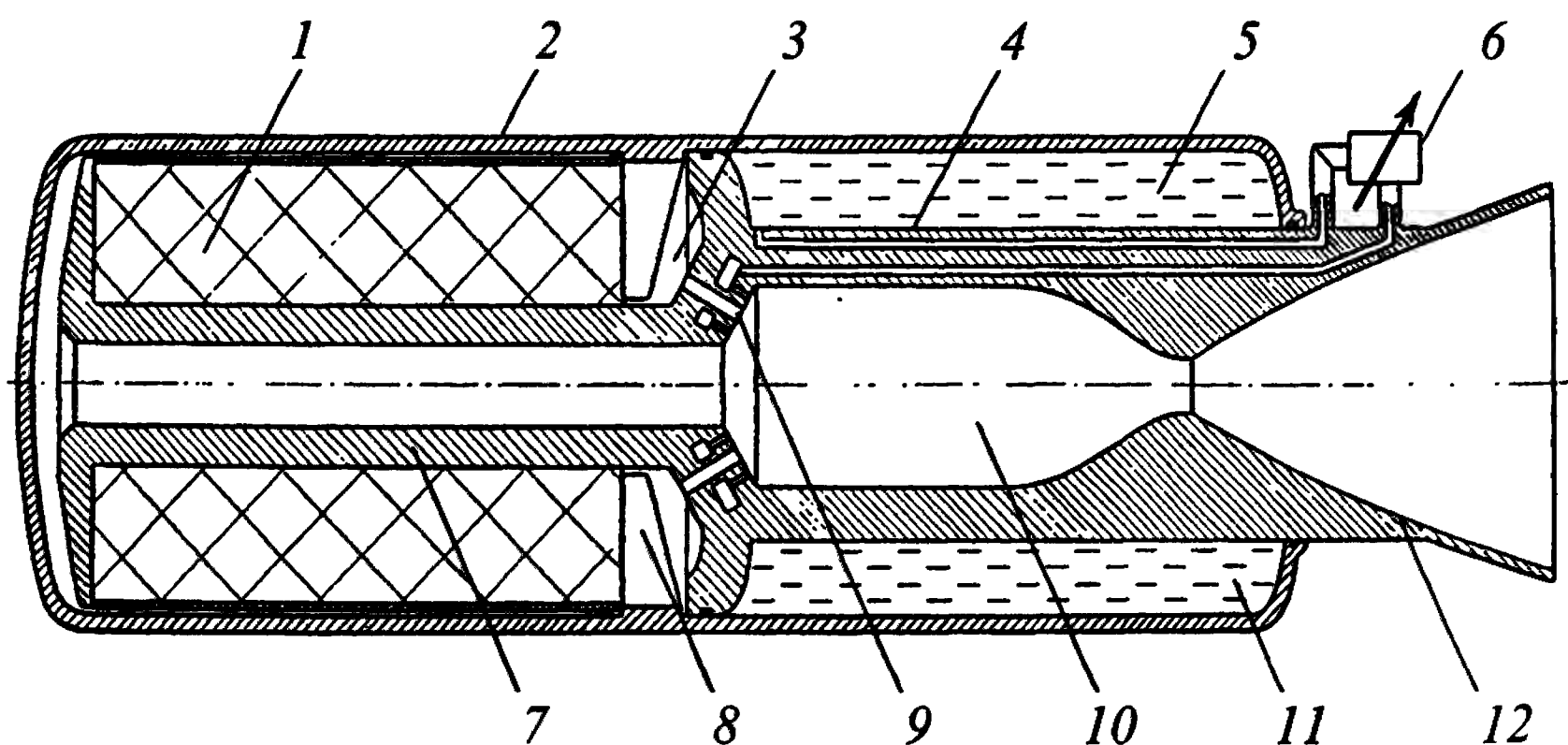


Рис. 2.102. Схема регулируемой энергоустановки комбинированного типа с неподвижным тепловым ножом

руемые при помощи теплового ножа 8. Так как твердое ракетное топливо заряда 1 имеет в своем составе недостаток (или избыток) окислителя, при работе ракетного двигателя температура продуктов сгорания в газогенераторе 3 является низкой (1600 ... 2000 К) за счет нестехиометричности соотношения компонентов в составе твердого топлива. Низкая температура продуктов сгорания в газогенераторе 3 обеспечивает высокую стойкость рабочих поверхностей теплового ножа 8 и его надежность. Тяга двигателя регулируется посредством регулируемого дросселя 6. Поскольку скорость перемещения теплового ножа 8 (точнее, заряда 1) определяется, с одной стороны, скоростью горения твердого топлива (в районе контакта), а с другой – скоростью вытеснения жидкости 11, то стехиометрическое соотношение компонентов в камере дожигания 10 в первом приближении не зависит от режима работы двигателя.

Рассматриваемая схема двигателя может быть взята за основу при создании объединенной двигательной установки (ДУ), выполняющей с достаточной точностью комплекс всех необходимых для управления КЛА функций.

Рассмотрим простейшую ДУ, состоящую из двух двигателей А и В (возможно и большее число двигателей), схема которой представлена на рис. 2.103.

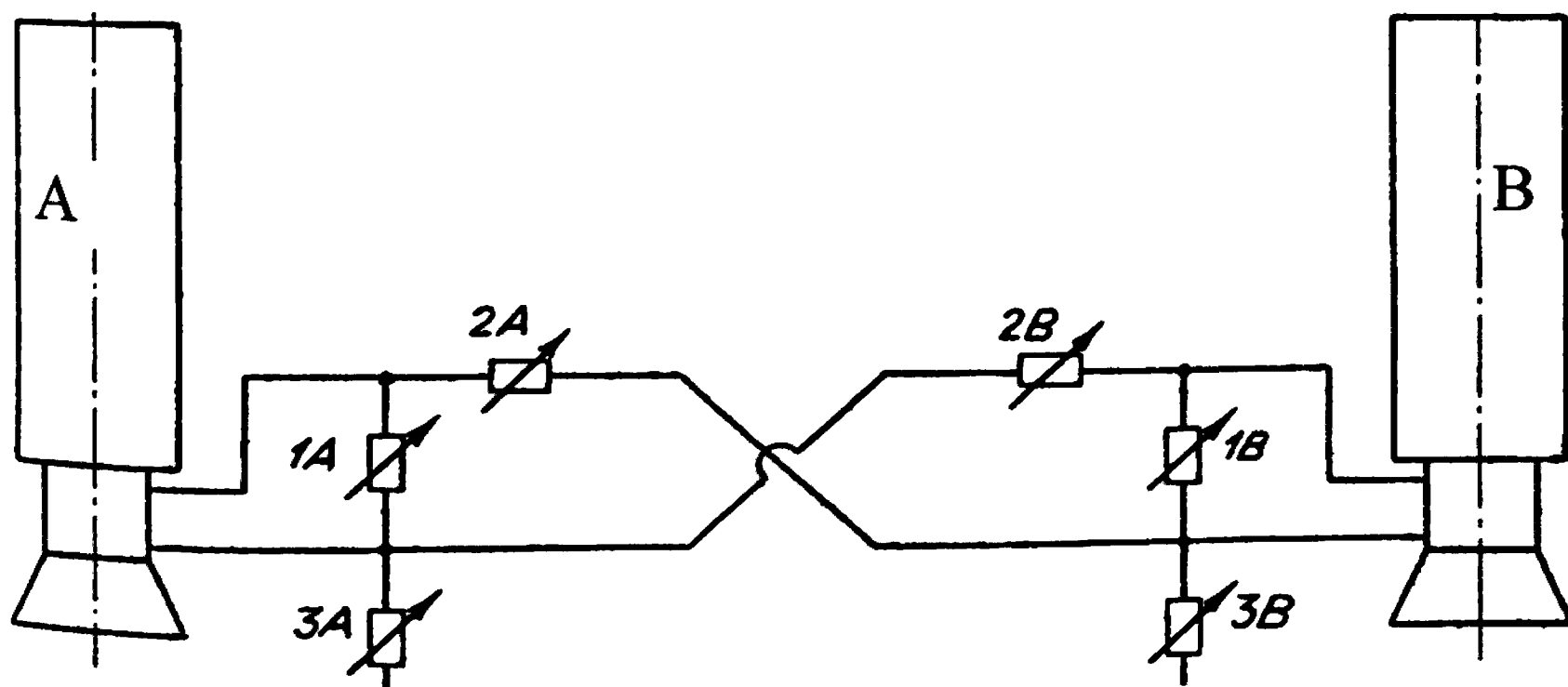


Рис. 2.103. Схема объединенной двигательной установки

При управлении соответствующими дросселями жидкий компонент топлива может поступать из гидропривода в камеру дожига своего двигателя, в камеру дожига другого двигателя, сливаться в окружающую среду. Посредством данных манипуляций ДУ выполняет следующие функции (табл. 2.5):

2.5. Параметры управления

Режим работы	Неуправляемый режим	Управление модулем тяги		Управление вектором тяги		Управление суммарным импульсом		Синхронизация расходования топлива			
Характер изменения Дроссель	const	↑	↓	A>B	B>A	const	↓	Вариант 1		Вариант 2	
								A↑	B↑	A↑	B↑
1А	Н	↑	↓	↑	↓	Н	Н	Н	↓	Н	Н
2А	З	З	З	З	↑	Н	Н	↑	З	Н	З
3А	З	З	З	З	З	З	↑	З	З	↑	З
1В	Н	↑	↓	↓	↑	Н	Н	↓	Н	Н	Н
2В	З	З	З	↑	З	Н	Н	З	↑	З	Н
3В	З	З	З	З	З	З	↑	З	З	З	↑
Обозначения: З – закрыт; Н – неизменное проходное сечение; ↑ – увеличение проходного сечения; ↓ – уменьшение проходного сечения											

- управление тягой ДУ по величине;
- управление тягой по направлению (за счет управления разнотяговостью);
- регулирование (в сторону уменьшения) значения суммарного импульса тяги за счет слива части жидкого компонента топлива в окружающую среду;

- синхронизацию расходования твердого топлива (по аналогии с системой синхронизации опорожнения баков в ЖРД) с целью одновременного окончания работы двигателей; синхронизация легко контролируется по относительным перемещениям дифференциальных поршней.

Данная конструктивная схема ДУ позволяет улучшить характеристики переходных процессов, что является актуальной проблемой при разработке двигателей с тепловым ножом.

2.4. НЕТРАДИЦИОННЫЕ СХЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Для верхних ступеней баллистических ракет может быть использована двухкамерная регулируемая энергетическая установка, состоящая из газогенератора 5 и основного двигателя 7 (рис. 2.104)

[66]. Заряды 6 и 8 изготавливаются из безметалльного топлива, обеспечивающего относительно холодные продукты сгорания, которые не содержат К-фазы. Это условие необходимо для нормального функционирования клапанов 14 и 16. Заряд 6 имеет бронирующее покрытие 3 и горит с одного торца. Для гашения этого заряда служит клапан 1, открывающий отверстие 2 в конце канала 4. Воспламенитель 15 может обеспечить многократный запуск. Заряд 9 изготавлива-

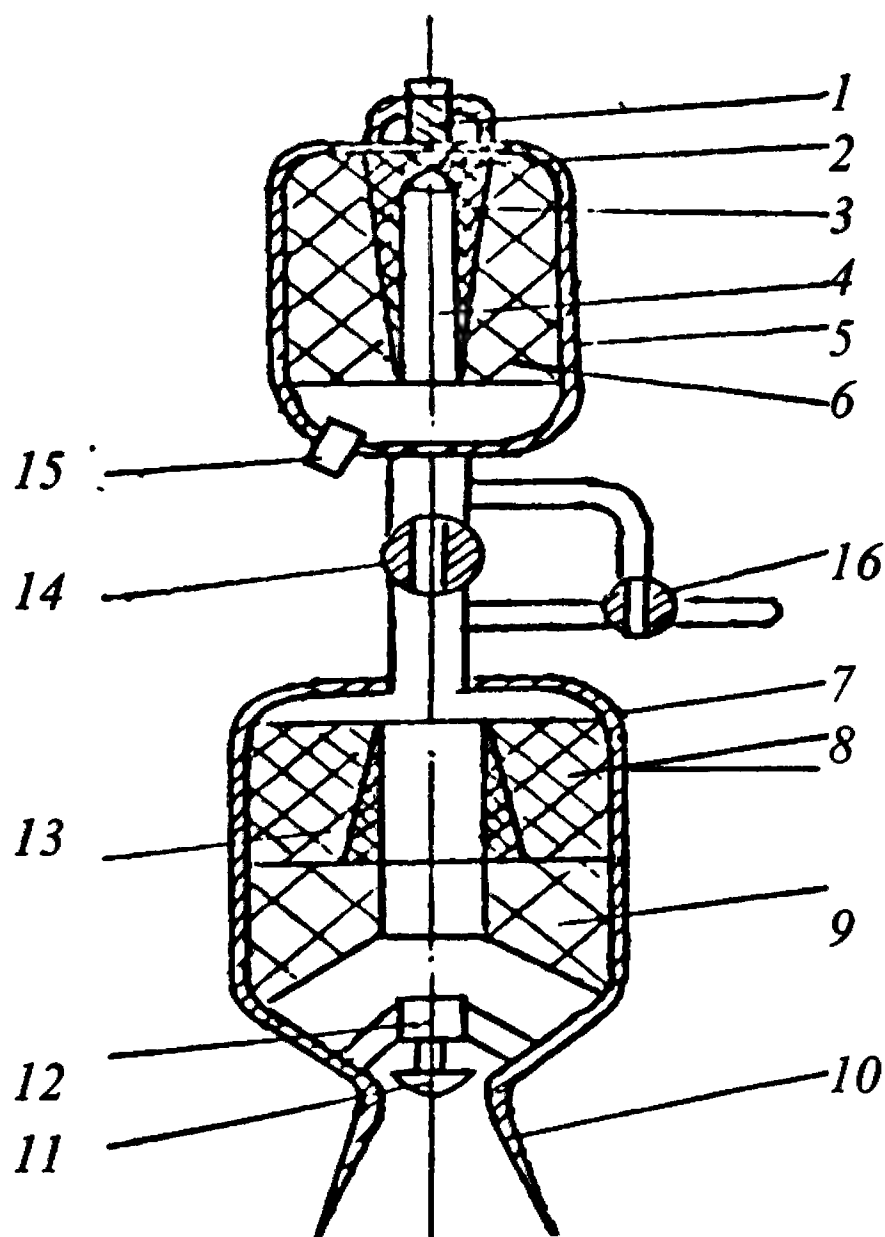


Рис. 2.104. Управляемая РЭУ

ется из высокоэнергетичного топлива с присадками металла. Игла *11* может перемещаться в осевом направлении с помощью гидропривода, изменяя площадь критического сечения сопла *10* и тягу РДТТ. Кроме того, с помощью перемещения иглы *11* может производиться гашение заряда за счет резкого сброса давления в камере РДТТ. Заряды *8* и *9* имеют центральный канал. Заряд *8* имеет бронировку и горит с торца. Продукты сгорания заряда *9* поступают в сопло *10*, а продукты сгорания зарядов *8* и *6* – в сопла системы ориентации и изменения траектории полета. Управление подачей газа осуществляется с помощью клапанов *14* и *16*.

В РЭУ, изображенной на рис. 2.105, предусмотрено устройство для введения горячих газов под давлением в камеру сгорания по касательной к поверхности горения с целью управления скоростью горения заряда путем создания вихревого течения внутри камеры.

Регулируемая энергоустановка, изображенная на рис. 2.106, содержит скрепленную с корпусом двигателя первую топливную шашку *1*, имеющую сужающееся к соплу отверстие. Горячий газ для обдува поверхности горения образуется в газогенераторе *3*, с которым соединена удлиненная труба *4*, проходящая вдоль канала заряда *2*. Труба имеет расположенные на некотором расстоянии друг от друга тангенциальные отверстия.

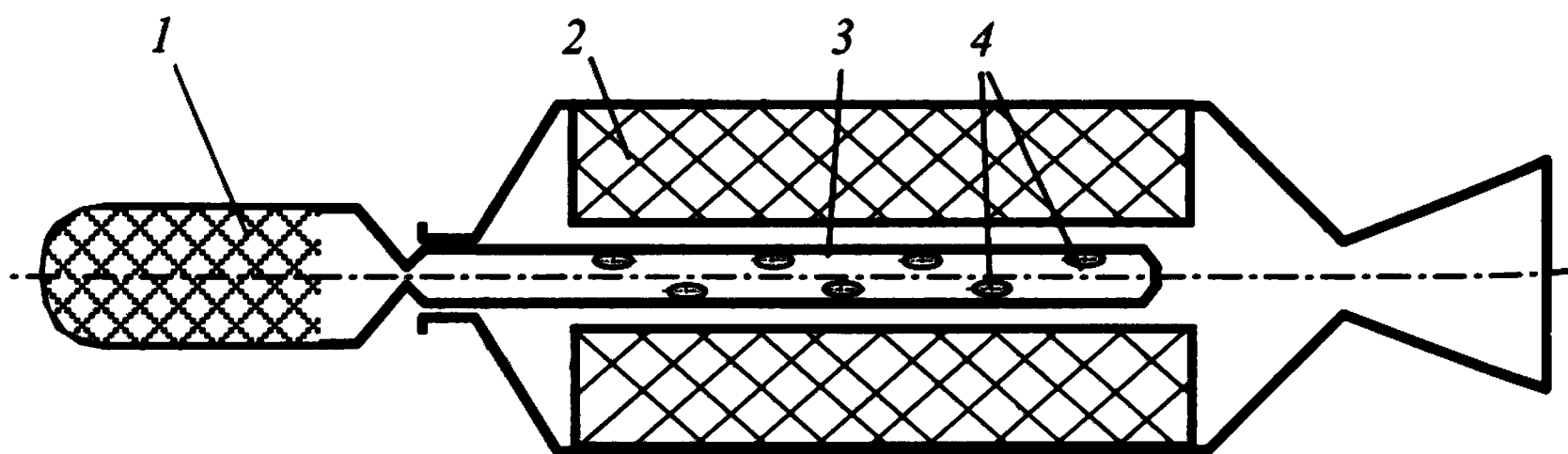


Рис. 2.105. РЭУ с обдувом поверхности горения закрученным потоком:

1 – топливная шашка; *2* – основной заряд; *3* – вихревая трубка;
4 – отверстия

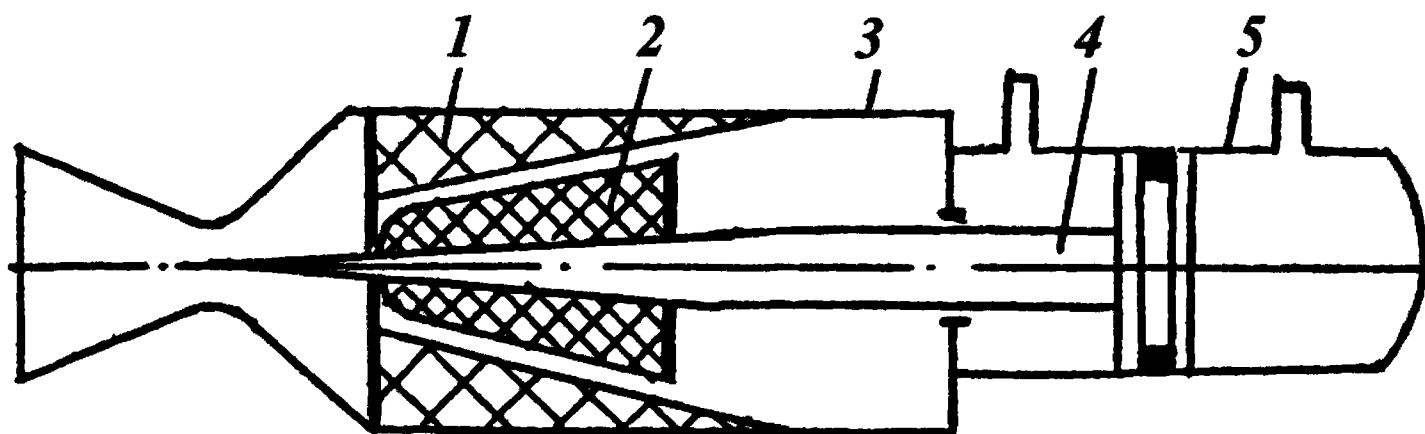


Рис. 2.106. Схема ЭУТТ с подвижным полузарядом

Торец шашки бронирован. В отверстии шашки 1 концентрично установлена шашка 2. Торец шашки 2 тоже бронирован. С корпусом газогенератора 3 соединен привод второй шашки 5, обеспечивающий переменный зазор между горящими поверхностями шашек 1 и 2. Для увеличения глубины регулирования шток 4 привода 5 может заходить в отверстие критического сечения сопла.

Весьма перспективными могут оказаться схемы ЭУТТ с использованием твердых топлив, выполненных не монолитными, а в виде порошков. Аэрация порошков обеспечивает управляемую их подачу в камеру сгорания.

В схемах ЭУТТ с порошковым зарядом осуществляется отдельная подача, смешение и сгорание в камере компонентов топлива в виде аэрированных мелкодисперсных порошков (рис. 2.107) [61].

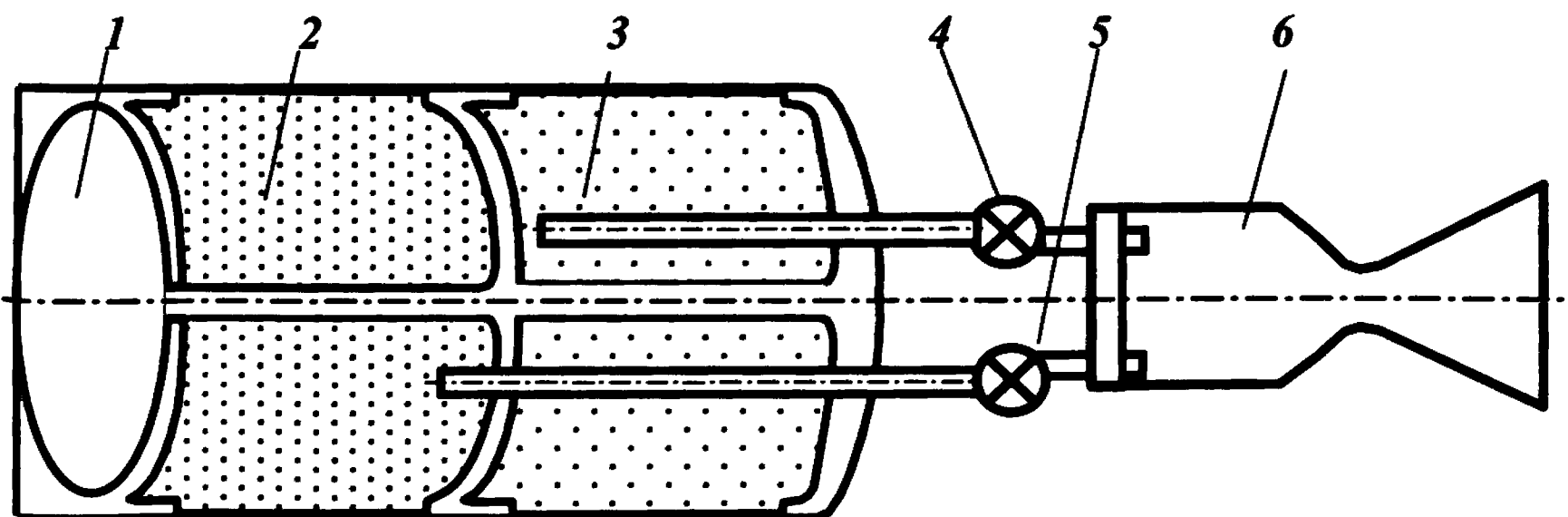


Рис. 2.107. Схема раздельного снаряжения на порошковом топливе:

1 — аккумулятор давления; 2 — порошок окислителя; 3 — порошок горючего; 4, 5 — клапаны подачи компонентов; 6 — КС

Двигатель позволяет обеспечить многократный запуск и останов процесса горения. Заряд состоит из порошка окислителя (типа ПХА) 2, и заряда горючего (например, бора, алюминия и т.д.) 3. Подача компонентов в камеру сгорания 6 осуществляется через клапаны 4 и 5 за счет перепада давления и аэрирования порошка газами (~1 % от его массы). Для выключения двигателя достаточно закрыть клапаны 4 и 5. Для аэрации и вытеснения компонентов из баков предусмотрен газовый аккумулятор давления 1. Бак со сжатым газом может быть заменен на твердотопливный газогенератор. При этом температура продуктов сгорания для аэрации и вытеснения не должна превышать 400 К. В противном случае порошки могут расплавляться, спекаться или разлагаться.

Для оценки энергетических возможностей двигателя раздельного снаряжения на порошкообразных компонентах в табл. 2.6 приведены результаты термодинамических расчетов нескольких горючих в сочетании с ПХА. Расчеты выполнены при соотношении давления в камере к давлению на срезе сопла $p_k/p_a = 4/0,002$.

2.6. Результаты термодинамических расчетов

Параметр	Полиэтилен (C ₂ H ₄) _n	Бор (В)	Алюминий (Al)
g^*	0,9	0,9	0,7
T , К	2829	3363	4136
R , Дж/(кг·К)	333,6	271,7	207,2
$I_{уд}$, м/с	2904,7	3183,3	3234,3
* g – оптимальное значение массовой доли окислителя.			

Глава 3

ЭУТТ С ДИСКРЕТНО ИЗМЕНЯЕМЫМИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ

Сложности непрерывного управления, рассмотренные в предыдущих главах, приводят к необходимости поиска более простых схем дискретного изменения энергетических параметров, которого во многих случаях достаточно для управления объектами ракетно-космической техники. В настоящей главе рассмотрены способы дискретного (чаще всего двухуровневого) изменения параметров ЭУ по команде от системы управления.

Чаще всего системы дискретного изменения параметров ЭУ применяются для регламентации величины суммарного импульса тяги. Если регламентация значения суммарного импульса тяги имеет целью изменение дальности стрельбы, то необходимо отметить, что достижение этой цели возможно и при неизменном значении суммарного импульса, т.е. траекторными способами. Баллистическая эффективность ракеты в этом случае повышается за счет отсутствия дополнительных устройств отсечки тяги.

Изменение энергетических параметров ЭУ, регламентацию суммарного импульса тяги, изменение дальности стрельбы можно реализовать следующими способами:

1. Изменением дальности стрельбы посредством изменения наклона траектории на активном участке траектории (АУТ) и соответственного изменения угла тангажа в точке конца АУТ.

2. Изменением дальности стрельбы посредством выбора момента запуска разгонного неуправляемого (но управляющего!) двигателя, установленного на блоке полезной нагрузки. Разгонный двигатель может запускаться в момент окончания АУТ, в верхней точке траектории, на нисходящем участке, т.е. после некоторой управляемой паузы, дальность стрельбы является функцией этой паузы.

3. Изменением (в сторону уменьшения) суммарного импульса, сообщенного полезной нагрузке неуправляемым двигателем, посредством отделения полезной нагрузки от работающего двигателя. Примером этого способа является «тянущая» схема.

4. Реверсом тяги посредством вскрытия сопл противотяги, направленных в сторону, противоположную основному соплу, и создающих на момент вскрытия тягу, превышающую тягу основного сопла [28]. Одновременно с командой на реверс тяги подается команда на отделение полезной нагрузки. Отметим, что при вскрытии сопл противотяги двигатель переходит на режим работы с уменьшенным внутрикамерным давлением и работает на этом режиме до полного выгорания топлива. С целью повышения точности набора суммарного импульса вскрытие сопл противотяги может проводиться ступенчато: часть сопл вскрывается по предварительной команде, и двигатель переходит на режим малой тяги. На этом режиме подается главная команда на вскрытие оставшихся сопл противотяги.

5. Гашением заряда посредством вскрытия окон. От предыдущего способа отличается существенно большей площадью вскрываемых окон, обеспечивающей градиент спада давления в камере, достаточный для прекращения процесса горения топлива.

6. Посредством сбрасываемого узла дросселирования тяги.

7. Гашением двигателя посредством впрыска хладагента в камеру сгорания.

Развитием ЭУ с отсечкой тяги гашением являются двигатели многократного включения (ДМВ).

Первые два из перечисленных способов являются траекторными (т.е. реализуются системой управления ракеты) и не влияют на конструкцию двигателей. В настоящей книге они не рассматриваются. Третий способ также является траекторным. Однако он, как правило, приводит к конструктивно-компоновочным особенностям используемого двигателя. В гл. 3 рассмотрены пять последних способов, реализуемых посредством специальных узлов конструкции двигателя.

3.1. ЭУ С МЕХАНИЧЕСКИМИ УЗЛАМИ ПРЕКРАЩЕНИЯ ДЕЙСТВИЯ ТЯГИ ИЛИ ЕЕ РЕВЕРСА

В настоящем разделе представлены 3, 4 и 5-й способы.

Иллюстрацией 3-го и 4-го способов изменения энергетических параметров ЭУ и изменения дальности стрельбы являются ракеты, разрабатывавшиеся в конце 50-х годов в СКБ-172 (ныне ОАО НПО «Искра»), и РДТТ 3-й ступени МБР РС-12 (SS-13), разработанной в НПО «Искра» в 1968 году [28]. Ракета 3М2 «Ладога» (рис. 3.1) выполнена по «тянущей» схеме (3-й способ). Ракета 3М2-5 (рис. 3.2), ракета М202 (рис. 3.3), 3-я ступень МБР РС-12 (рис. 3.4) иллюстрируют 4-й способ. При этом на двигателях ракеты 3М2-5 и 3-й ступени МБР РС-12 сопла противотяги выполнены на переднем днище, а на двигателе ракеты М202 – в районе заднего днища.

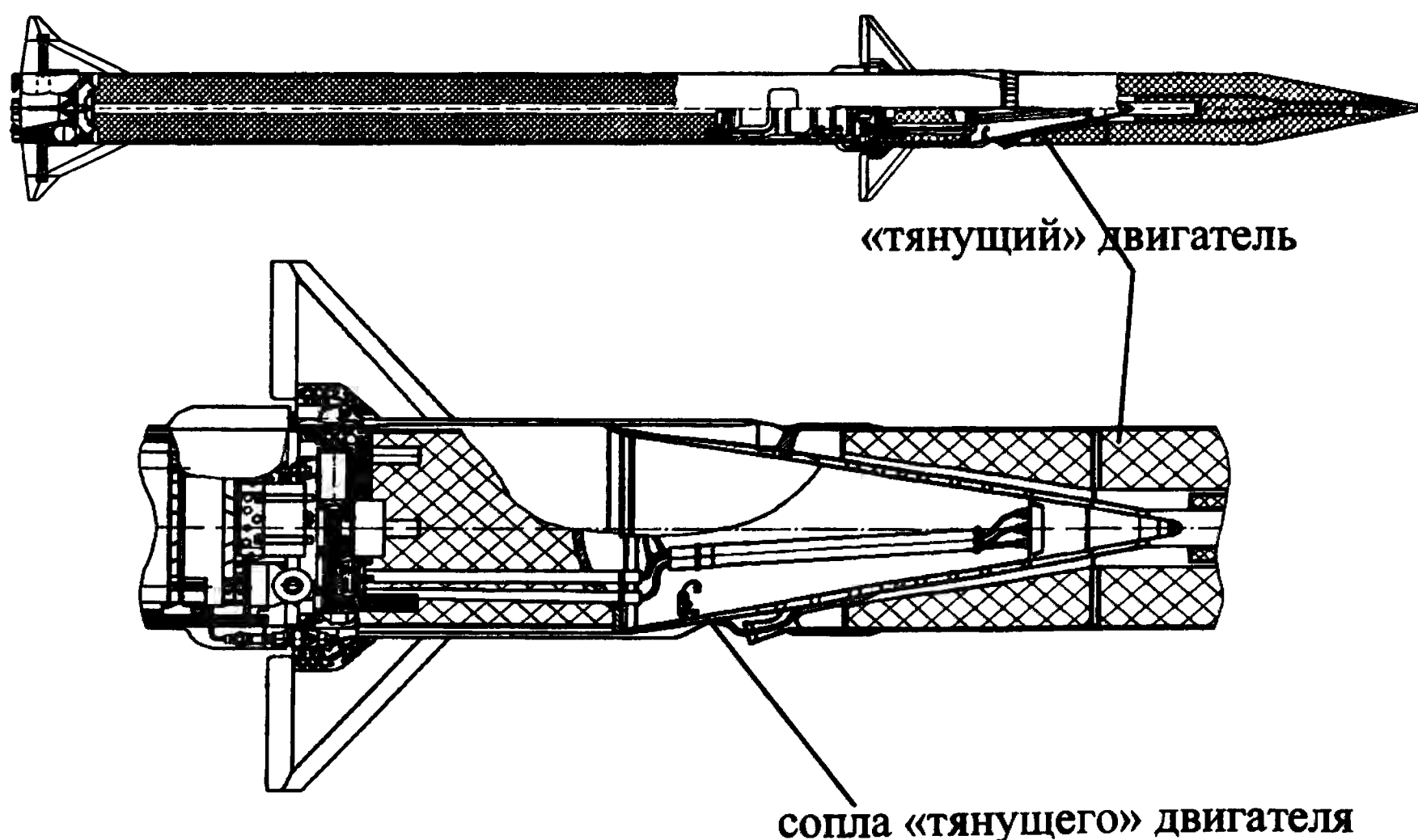


Рис. 3.1. Ракета 3М2 «Ладога»

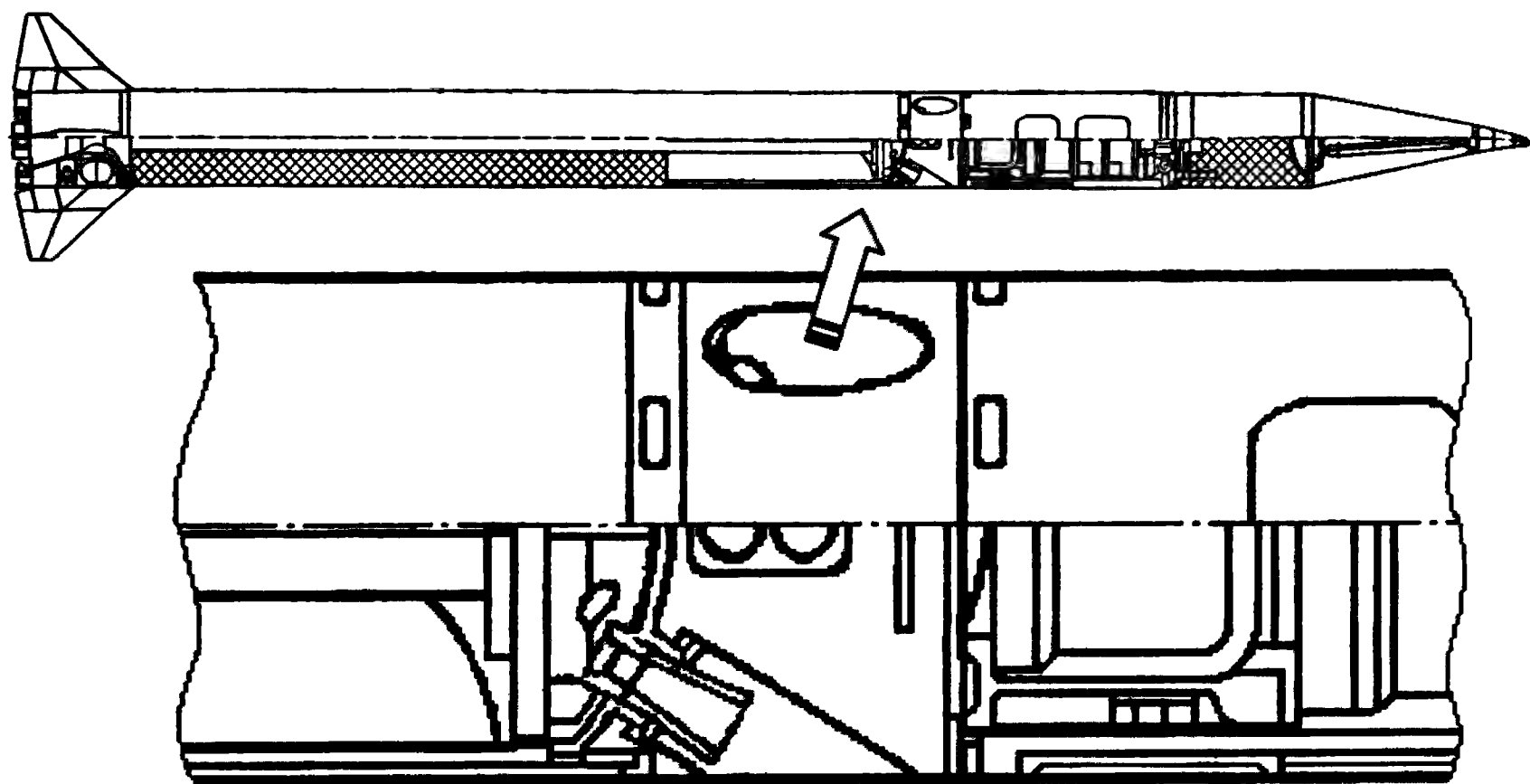


Рис. 3.2. Ракета 3М2-5

Конструкция устройств отсечки (реверса) тяги получила развитие в устройствах гашения посредством вскрытия окон на корпусе двигателя. Большие потребные размеры вскрываемых окон, большое возмущающее воздействие на летательный аппарат в момент вскрытия обуславливают компоновочные особенности данных устройств. Вскрываемые окна выполняются радиальными в

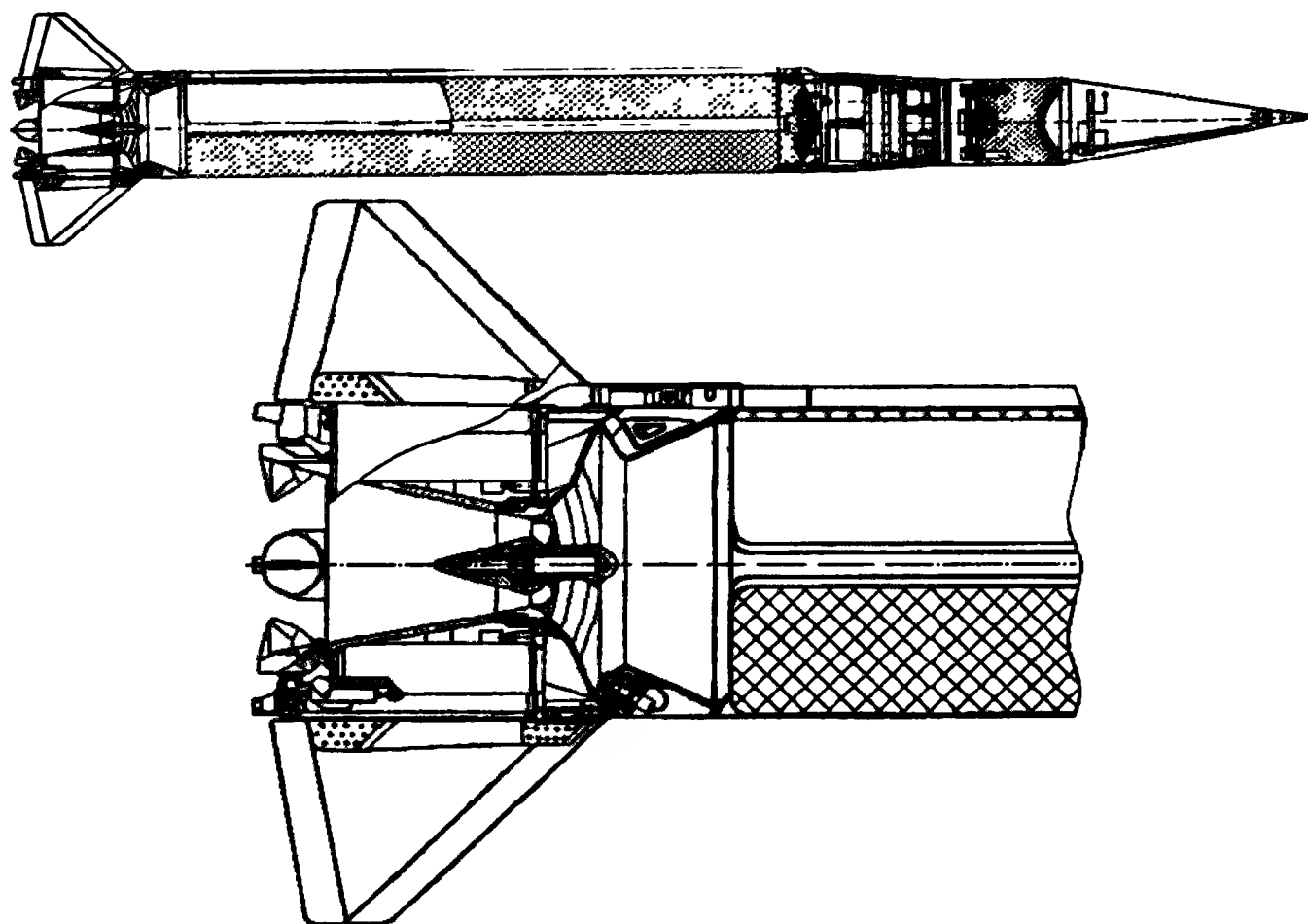


Рис. 3.3. Ракета М202

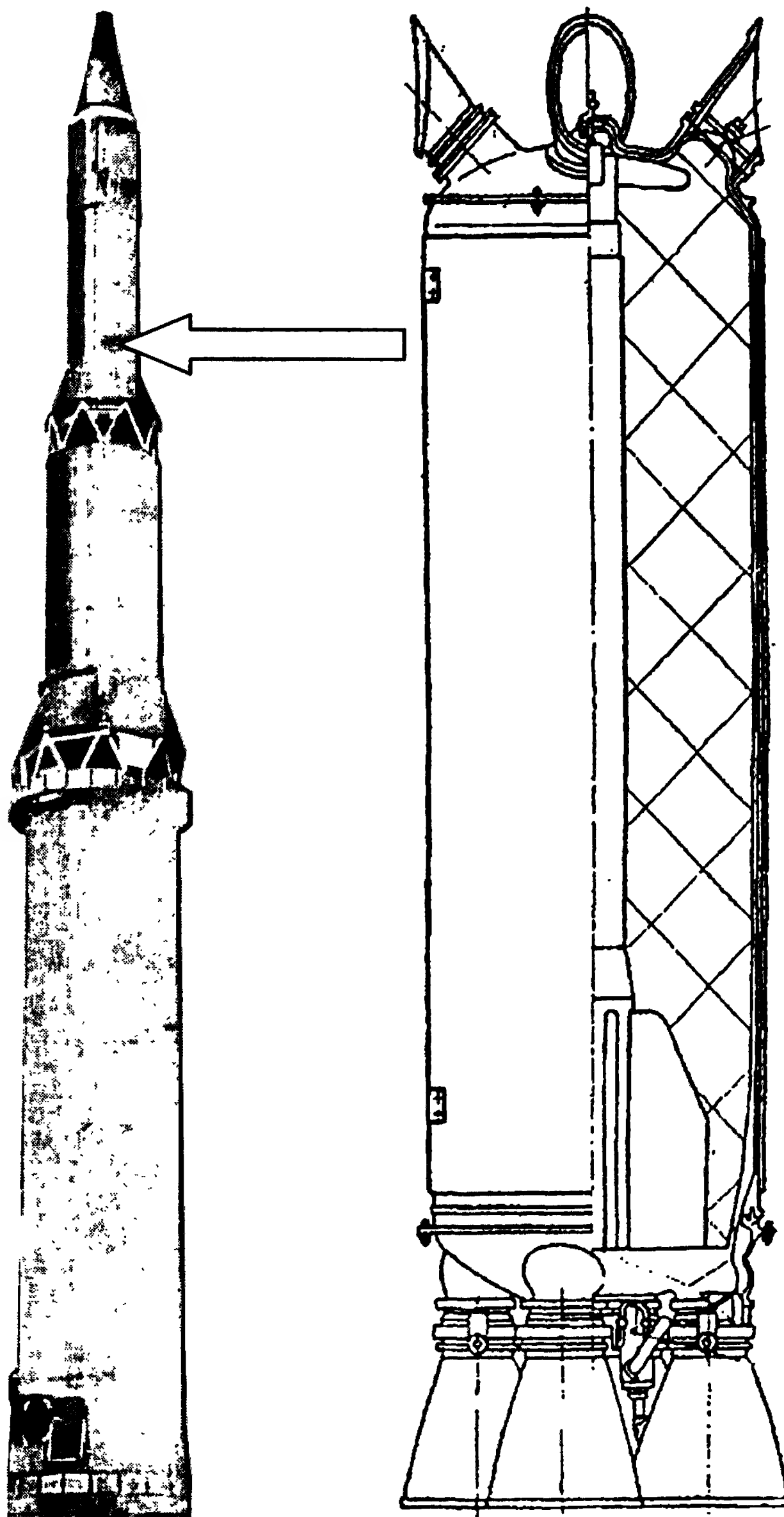


Рис. 3.4. Общий вид МБР РС-12 (SS-13) и ее 3-й ступени

отличие от устройств отсечки (реверса), направленных в противоположную сторону от основного сопла. При резком сбросе давления устойчивое гашение заряда может происходить при условии

$$\frac{1}{p_n} \left| \frac{dp}{dt} \right|_n > B, \quad (3.1)$$

где индекс «н» – нижний уровень давления.

Для смесевых топлив $B \approx 150$ 1/с. Условия гашения и метод оценки потребной площади вскрываемых окон изложены в работе [20]. (Пример конструктивного устройства вскрытия окон представлен на рис. 3.37.)

Надежное гашение данным способом возможно для определенных топливных рецептур. Конструктивные сложности вскрытия окон большой площади, массовые издержки и большое возмущающее воздействие на летательный аппарат приводят к непопулярности данного способа. В некоторых случаях более предпочтительным является гашение двигателя посредством впрыска хладагента в камеру сгорания.

3.2. РЭУ СО СБРАСЫВАЕМЫМИ УЗЛАМИ ДРОССЕЛИРОВАНИЯ ТЯГИ

ДУ с узлами отсечки (реверса) тяги, описанные в предыдущем разделе, как правило, обладают невысокими массовыми характеристиками, что связано с тем, что двигатель на протяжении всей своей работы несет пассивный груз, состоящий из устройств отсечки (которые в создании тяги не участвуют).

Более перспективной схемой регулирования суммарного импульса является схема РДТТ, снабженного узлом дросселирования тяги (УДТ) (рис. 3.5). УДТ представляет собой зафиксированную пирозамком на раструбе основного сопла заглушку, в которой под углом к оси двигателя выполнены расходные отверстия (патент США № 3224681).

Суммарная проходная площадь расходных отверстий несколько меньше площади критического (точнее, минимального) сечения основного сопла. Благодаря тому что тяга от каждого расходного от-

верстия раскладывается на продольную и поперечную составляющие, осевая тяга двигателя зависит от угла наклона расходных отверстий и может быть сколь угодно малой (вплоть до отрицательных значений, если угол наклона расходных отверстий больше 90°).

При работе двигателя на режиме дросселирования тяги расход топлива не приводит к набору суммарного импульса (или, в зависимости от угла наклона расходных отверстий, расход топлива приводит к уменьшенному набору суммарного импульса). Сброс УДТ приводит к возрастанию тяги двигателя до номинального уровня, т.е. к переходу двигателя на режим маршевой тяги.

Подчеркнем, что если задачей двигателя является создание максимально возможного значения суммарного импульса, то сброс УДТ осуществляется сразу после запуска двигателя. Двигатель все время работы имеет минимальную массу конструкции, т.е. свободную от пассивного груза в виде устройств дросселирования тяги.

Баллистическая эффективность такого двигателя наибольшая по сравнению с любыми другими. Если в расчетном диапазоне значений набора суммарного импульса тяги требуется реализация пониженного значения суммарного импульса, то баллистическая эффективность двигателя может быть также пониженной. Поэтому увеличенная масса конструкции в то время, когда двигатель работает на режиме дросселирования тяги, не имеет принципиального значения.

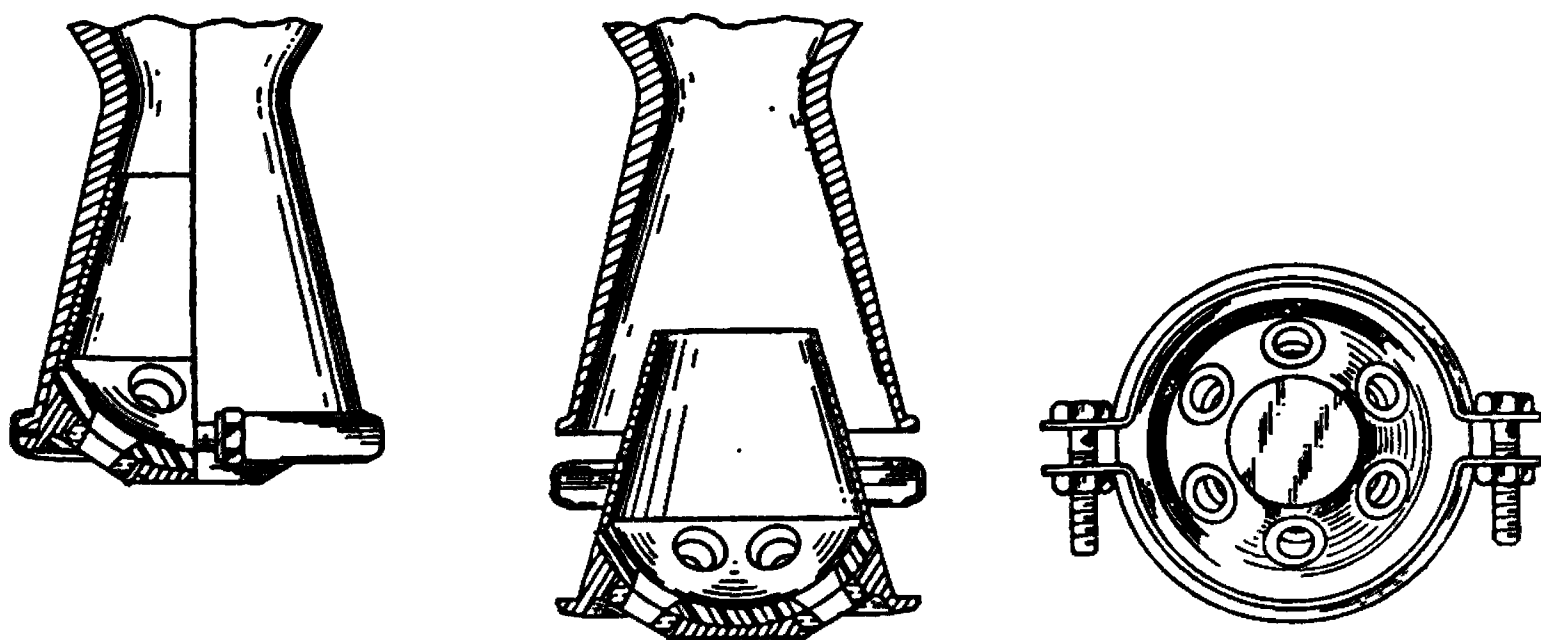


Рис. 3.5. Узел дросселирования тяги по патенту США № 3224681

Необходимо отметить, что регулирование суммарного импульса тяги I_Σ при сбросе УДТ осуществляется не по фактически набранной величине, а по ее прогнозу, проводимому, например, при адаптивном управлении полетом ракеты, когда команда на изменение режима работы двигателя вырабатывается с учетом фактически реализованных к моменту прогноза параметров полета. Это влечет за собой увеличение погрешности регулирования (что является платой за увеличенную баллистическую эффективность).

Возмущающий импульс при отделении УДТ, вносящий свой вклад в погрешность реализации заданного I_Σ , – трудно прогнозируемая величина. Максимальное возмущающее усилие при сбросе УДТ оценим как

$$P_{\text{воз}} = pS,$$

где p – внутрикамерное давление в момент сброса; S – площадь, охватываемая узлом герметизации УДТ.

Время действия возмущающего импульса (практически это время переходного процесса) зависит в основном от площади герметизации, объема, массы УДТ до начала разгерметизации и составляет обычно несколько миллисекунд. Поэтому возмущающий импульс при отделении УДТ подлежит рассмотрению и учету в каждом конкретном случае.

Необходимо стремиться уменьшить величину $P_{\text{воз}}$ не только с целью уменьшения погрешности регулирования суммарного импульса, но и потому, что $P_{\text{воз}}$ часто превышает величину номинальной тяги двигателя. То есть при отделении УДТ могут возникнуть динамические нагрузки (удар), опасные для конструкции и элементов системы управления. С целью снижения максимального возмущения при сбросе УДТ до приемлемого уровня диаметр уплотнительного узла УДТ необходимо максимально приближать к диаметру критического сечения основного сопла. При этом возникают конструктивные проблемы размещения уплотнительного узла в деталях газового тракта сопла.

Снижения $P_{\text{воз}}$ можно добиться, если на УДТ выполнить вылетающую заглушку с площадью $S_{\text{заг}} < S$.

При сбросе УДТ в два этапа (рис. 3.6) можно достичь двукратного уменьшения величины максимального возмущающего усилия. При этом конструкция УДТ получается сложной, громоздкой и тяжелой.

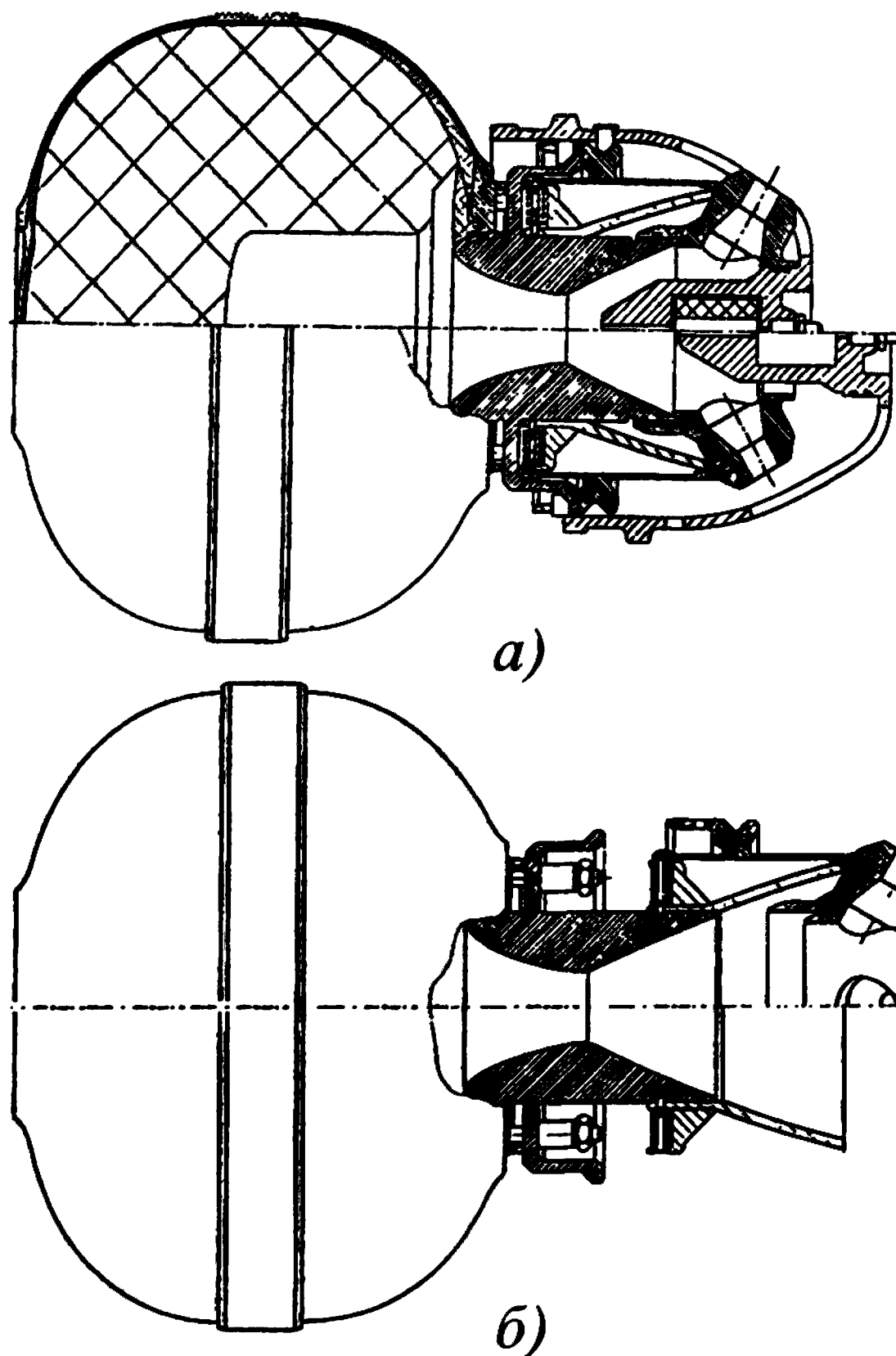


Рис. 3.6. Конструкция и работа двигателя с УДТ:
а – этапы 1 и 2; б – этапы 3 и 4

Конструкция УДТ, представленная на рис. 3.7, имеет такие достоинства, как малые габаритные размеры и массу, а также малое силовое воздействие на ракету в процессе отделения УДТ – диска, установленного на некотором расстоянии за срезом сопла перпендикулярно потоку. Диск состоит из двух половинок – сегментов. Каждый сегмент закреплен на раме с возможностью вращения относительно оси, проходящей на небольшом расстоянии от центра давления, и зафиксирован относительно рамы замком – стопорно-фиксирующим устройством (СФУ). Рама на двигателе зафиксирована обоймой. При сбросе УДТ после срабатывания замков сегменты на раме под действием набегающего потока разворачиваются на 90° . После разворота сегментов набегающий поток «стаскивает» с рамы обойму, т.е. исчезает фиксация УДТ на двигателе. УДТ отделяется, и двигатель переходит на режим маршевой тяги.

Схема, представленная на рис. 3.8, позволяет создать двигатель с прецизионной точностью регулирования [44].

Сущность этой схемы состоит в том, что наряду с грубым предварительным регулированием посредством сброса УДТ, связанным с прогнозом суммарного импульса, фактические погрешности переходного процесса и внутрибаллистические разбросы отсекаются в конце работы двигателя. Это достигается благодаря тому, что после сгорания основного заряда давление в камере сгорания падает на порядок (до $0,2 \dots 0,5$ МПа) и с малым расходом начинают работать газогенераторы, масса топлива которых составляет $2 \dots 6 \%$ массы основного заряда. На момент фактического достижения требуемого суммарного импульса по команде от системы управления происходит вылет газогенераторов с остатками топлива в радиальном направлении.

Достоинство представленной схемы – прецизионная точность регулирования при большой глубине регулирования. Недостатками являются несколько повышенная масса конструкции и увеличение габаритных размеров. Эти недостатки компенсируются отсутствием необходимости в дополнительных микродвигателях, «отрабатывающих» разбросы импульса регулируемого РДТТ.

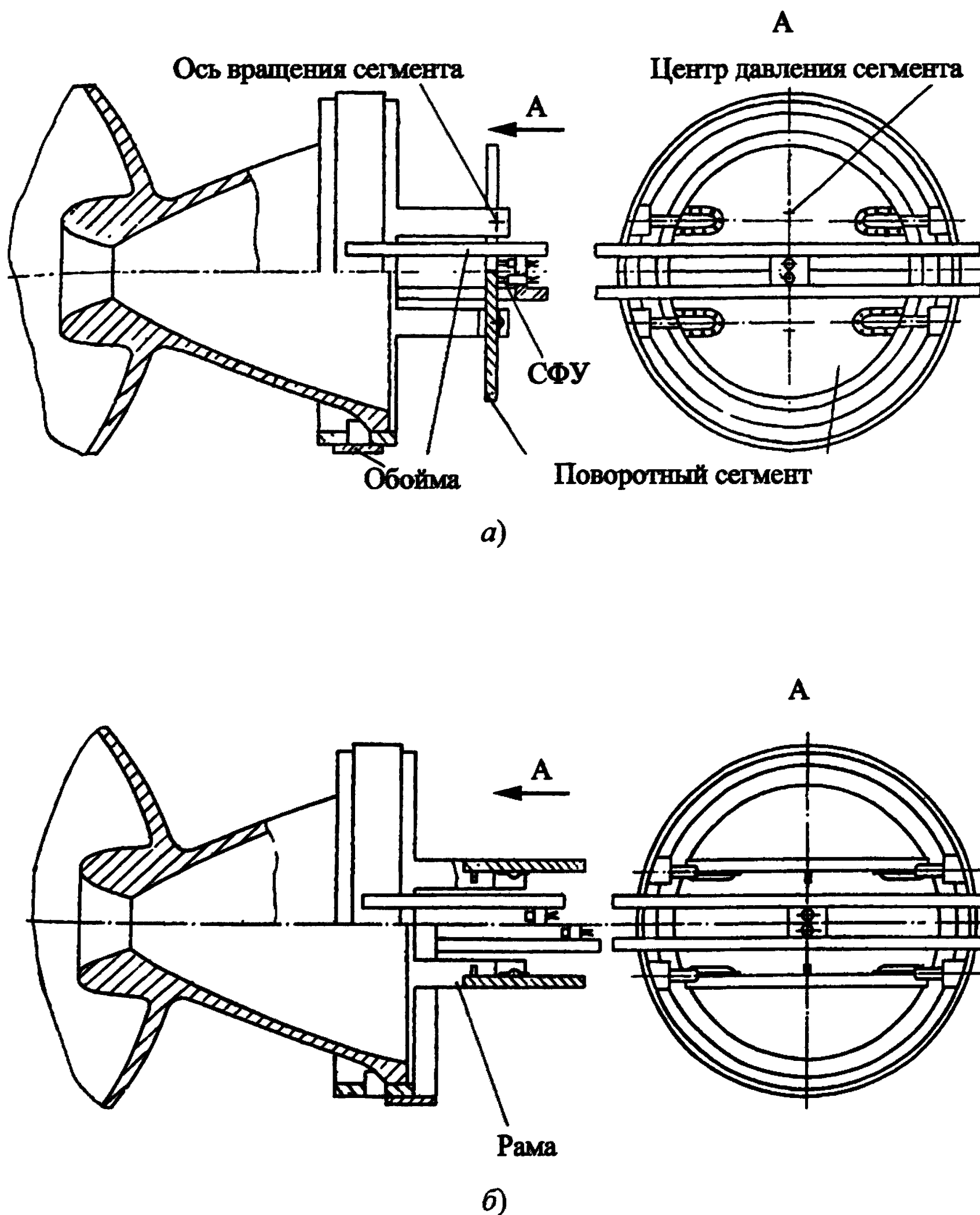


Рис. 3.7. Конструкция и работа усовершенствованного УДТ:
а – этап 1; б – этап 2

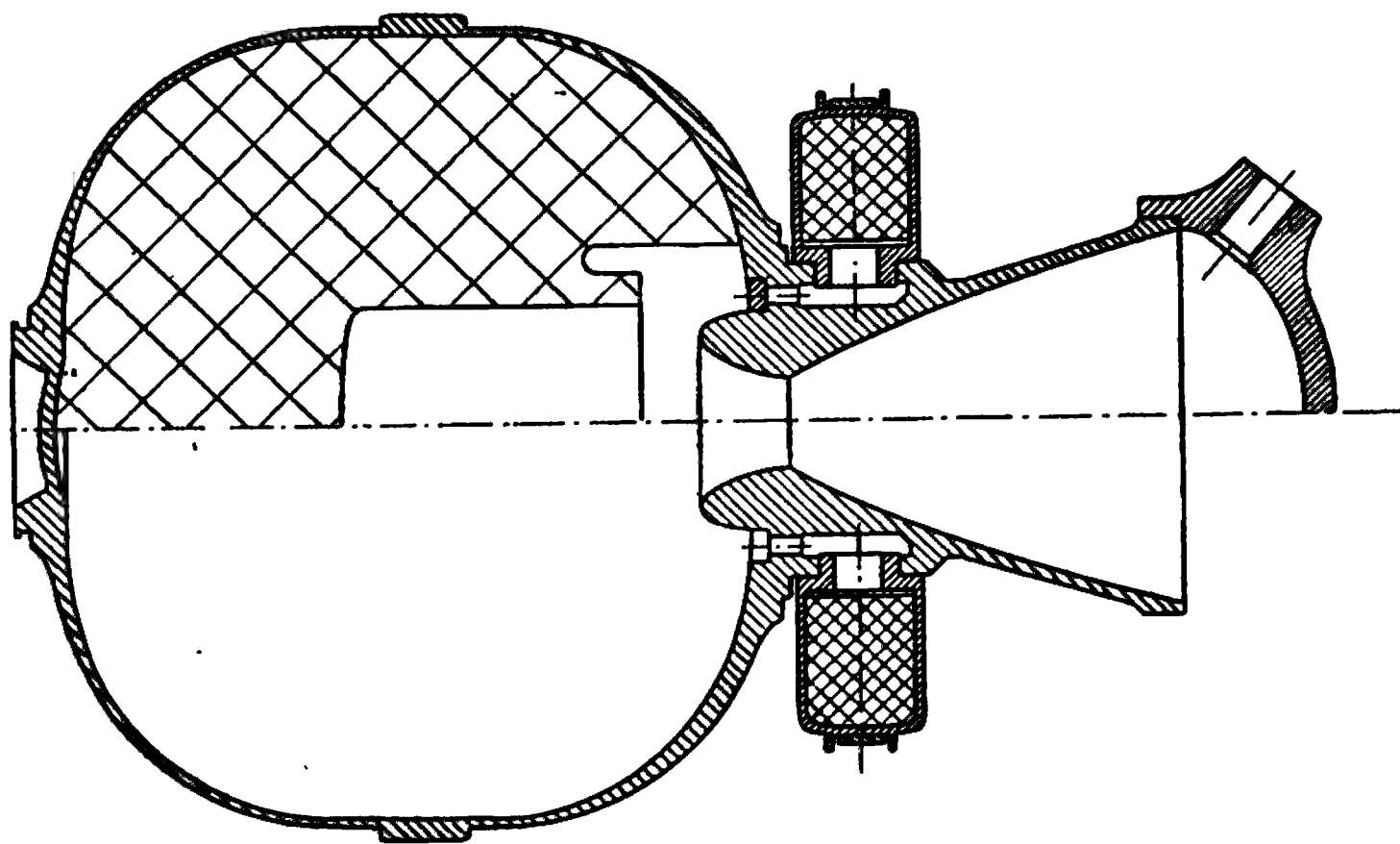


Рис. 3.8. Схема двигателя с прецизионной точностью регулирования

3.3. ЭУ С УЗЛОМ ГИДРОГАШЕНИЯ

Гашение РДТТ посредством ввода в камеру сгорания охладителя, в качестве которого могут быть использованы вода, водные растворы и гидросодержащие вещества, имеет ряд преимуществ по сравнению с отсечкой тяги механическими средствами (вскрытием дополнительных отверстий):

- уменьшенное возмущающее воздействие на летательный аппарат;
- отсутствие дополнительного теплового воздействия на элементы летательного аппарата в процессе отсечки тяги;
- возможность повторного запуска.

Горение твердого топлива обусловлено в первую очередь подводом тепла из газовой фазы к поверхности горения. Прекратить подвод можно резким охлаждением газовой фазы.

Физически процесс гашения основывается на интенсивном отборе тепла на нагрев и испарение порции охладителя, имеющего большую теплоемкость $C_{охл}$ и большую теплоту парообразования r . Элементарный расчет теплового баланса показывает, что для

охлаждения каждого грамма газа, имеющего температуру T_0 , до уровня, достаточного для прекращения горения (т.е. до температуры T_1), требуется 1 ... 3 г охладителя:

$$\frac{m_{\text{охл}}}{m_{\text{г}}} \approx \frac{c_2(T_0 - T_1)}{r + c_{\text{охл}}(T_1 - T_{\text{охл}})} = 1 \dots 3, \quad (3.2)$$

где $m_{\text{охл}}$, $m_{\text{г}}$ — соответственно масса охладителя и продуктов сгорания.

При этом следует иметь в виду, что пока не достигнуто полное гашение, в объем камеры сгорания от горящей поверхности заряда поступают новые порции продуктов сгорания. Интенсивность этого поступления характеризуется временем обновления газа, которое можно оценить по следующей зависимости:

$$t_0 = \frac{m_{\text{г}}}{\dot{m}_{\text{г}}} = \frac{p(1-\varepsilon)}{RT\dot{m}_{\text{г}}} \frac{\dot{m}_{\text{г}} t_{\Sigma}}{\rho} = \frac{pt_{\Sigma}(1-\varepsilon)}{\rho RT} \approx 6 \cdot 10^{-4} pt_{\Sigma}(1-\varepsilon), \quad (3.3)$$

где ε — коэффициент заполнения корпуса топливом; t_{Σ} — полное время работы ЭУ.

Анализ зависимости (3.3) показывает, что время обновления газа в камере сгорания, изменяющееся на порядок в процессе работы РДТТ (от $\varepsilon = 0,9$ до $\varepsilon = 0$), для маршевых двигателей не превышает 3 ... 4 с, а для большинства РЭУ находится в диапазоне 0,3 ... 0,5 с.

Гашение будет эффективным тогда, когда за время впрыска в объем камеры сгорания поступит существенно меньше продуктов сгорания, чем в ней находится, т.е. ввод необходимой порции охладителя должен проводиться в течение промежутка времени на 1–2 порядка меньше времени обновления газа t_0 .

Главная же причина потребности быстрого ввода охладителя в какой-то мере сходна с условием быстрого падения давления при гашении посредством вскрытия дополнительных отверстий. В случае впрыска условие быстрого падения давления обеспечить легче, чем при вскрытии дополнительных отверстий. Падение давления в камере сгорания обусловлено резким снижением температуры газового объема, протекающим значительно интенсивнее

увеличения удельного объема образующегося пара. Ввиду того что скорость падения давления зависит от интенсивности впрыска (удельного расхода охладителя), для данного двигателя существует такое значение интенсивности, когда фронт горения не успевает перестраиваться вслед за быстроизменяющимися условиями в камере сгорания. Таким образом, необходимое время впрыска составляет 0,003 ... 0,008 с.

Дальнейшее уменьшение времени впрыска нецелесообразно, так как, с одной стороны, потребуется увеличивать мощность (т.е. габаритные размеры и массу) устройств впрыска, а с другой стороны, термодинамические процессы не могут протекать бесконечно быстро, т.е. конечная скорость протекания этих процессов снизит эффект увеличения интенсивности впрыска.

При горении твердого топлива в первый момент прекращения теплоподвода к поверхности заряда температура его поверхностного слоя сопоставима с температурой газификации топлива. При прекратившемся теплоподводе газифицируемый слой на поверхности заряда не может существовать продолжительное время. Вследствие нестационарности изменения скорости протекания реакций разложения и газификации при резком спаде температуры и давления газифицируемый слой практически разрушается. Таким образом, в момент гашения реальная температура поверхности заряда оказывается меньше температуры газификации топлива. Возможный непосредственный контакт достигнувших уже не горячей поверхности заряда капель жидкого охладителя способствует дальнейшему снижению температуры поверхности заряда.

Когда скорость и глубина спада давления, вызванного впрыском и испарением в некоторой части объема камеры сгорания охлаждающей жидкости, достаточно велики, под действием на фронт горения волны разрежения затухание горения может происходить и в той части поверхности горения, на которую жидкий охладитель не оказывает прямого воздействия.

Отметим, что для крупногабаритных двигателей при расчете полезного прихода охладителя необходим учет времени t движения капель в камере сгорания (времени движения до границы раздела между парогазовой смесью и чистыми продуктами сгорания).

Наличие времени свободного пробега капель приводит как бы к увеличению времени впрыска жидкости на величину $\Delta t_{\text{дв}}$ и соответственно к уменьшению полезного прихода охладителя. Это можно приближенно учесть, определяя массовый расход $\dot{G}_{\text{ж}}$ жидкости из вытеснительного устройства (точнее, «полезный» приход жидкости в камеру сгорания) по зависимости

$$\dot{G}_{\text{ж}} = \dot{G}_{\text{ж.р}} \frac{V_{\text{ж}} t}{x_{\text{п}} + V_{\text{ж}} t}, \quad (3.4)$$

где $\dot{G}_{\text{ж.р}}$ – расчетный расход жидкости из вытеснительной системы в камеру сгорания; $V_{\text{ж}}$ – скорость жидкой капли (скорость впрыска); $x_{\text{п}}$ – координата контактного разрыва, разделяющего парогазовую зону и зону продуктов сгорания топлива.

Если камера сгорания имеет небольшие размеры ($x_{\text{п}}$ мало), то при интенсивном впрыске она может «простреливаться» насквозь струей распыленной охлаждающей жидкости. При этом после впрыска весь свободный объем оказывается заполненным парогазовой смесью.

Для крупногабаритных двигателей с большой относительной длиной корпуса узел впрыска целесообразно располагать у переднего днища, при этом размеры первоначальной зоны, занятой парогазовой смесью, должны быть достаточными, чтобы при дальнейшем распространении по свободному объему к соплу смесь не могла бы существенно нагреться за счет теплоты захватываемых продуктов сгорания.

После прекращения впрыска и распространения парогазовой смеси, содержащей капельную жидкость, по всему объему камеры сгорания начинаются процессы истечения капельной жидкости вместе со свободно истекающей из камеры сгорания парогазовой смесью и осушение (испарение капель) парогазовой смеси, находящейся в камере. Осушение парогазовой смеси происходит за счет тепла, накопленного элементами конструкции. Оно блокирует некоторое время повторный разогрев заряда. Поэтому истечение неиспарившейся капельной жидкости вместе со свободно истекающей из камеры сгорания парогазовой смесью снижает экономичность процесса гашения. Максимальный унос капельной жид-

кости наблюдается при большом давлении в камере сгорания, т.е. при начале гашения. С целью снижения в этот момент доли капельной жидкости в парогазовой смеси масса впрыснутого в первые 0,003 ... 0,006 с охладителя не должна существенно превышать значение, полученное термодинамическим расчетом.

После прекращения процесса горения заряда появляется опасность повторного несанкционированного его воспламенения. Эту опасность вызывает лучистый тепловой поток, испускаемый разогретыми элементами конструкции, в которых в процессе работы двигателя аккумулируется большое количество теплоты. Необходимость охлаждения и величина требуемого для исключения повторного самовоспламенения заряда охладителя зависят от конструктивных особенностей ЭУ (расположение нагретых элементов конструкции относительно поверхности заряда при его гашении) и теплофизических свойств топлива и материалов конструкции. Так, например, использование в качестве ТЗП материалов сублимирующего класса с температурой возгонки $T_{вз}$, сравнимой с температурой самовоспламенения заряда, исключает возможность повторного воспламенения заряда. Таким образом, процесс гашения заряда во многих случаях должен включать не только гашение газового объема, но и охлаждение конструкции, т.е. отбор тепла от твердого тела, теплоемкость и теплопроводность которого неизмеримо больше, чем у газа. Типичная схема РДТТ с узлом гидрогашения (УГГ) представлена на рис. 3.9.

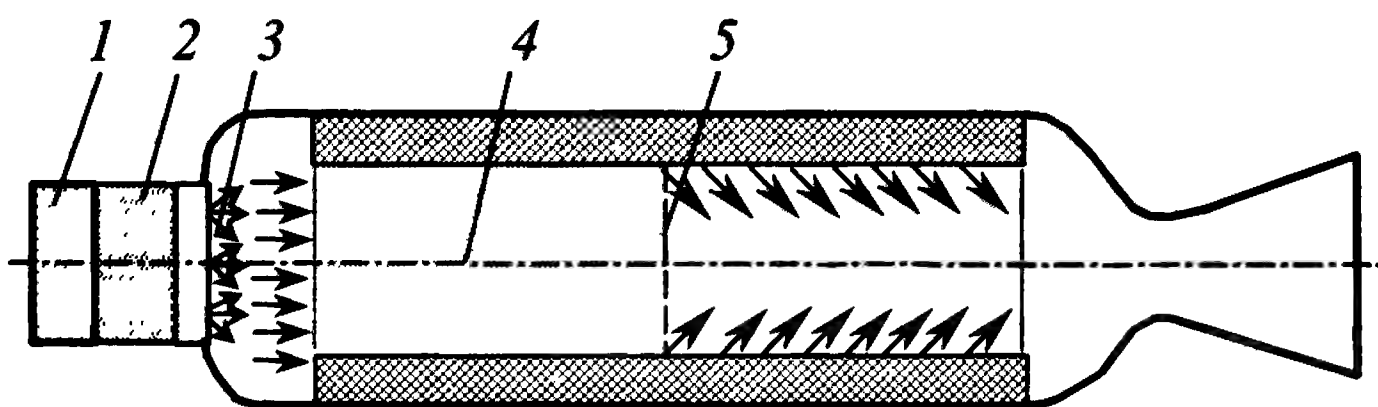


Рис. 3.9. Схема РДТТ с узлом гидрогашения:

1 – пороховой газогенератор системы подачи жидкости;
2 – охлаждающая жидкость; 3 – форсунки; 4 – область охлажденных продуктов сгорания и паров хладагента; 5 – поверхность контактного разрыва

Основными элементами УГГ являются пороховой аккумулятор давления (ПАД), имеющий малое время выхода на режим и обеспечивающий впрыск за 0,003 ... 0,006 с, ампулизованный жидкий охладитель (например, вода), поршень или эластичная мембрана, находящиеся между ПАД и жидким охладителем, узел впрыска (форсуночный блок). Интересны схемы УГГ, обеспечивающие равномерную подачу охладителя на поверхность камеры и заряда за счет принудительного перемещения форсуночного блока посредством ПАД (а.с. № 1565167) (рис. 3.10).

Известны УГГ, обеспечивающие введение в камеру сгорания твердых (порошкообразных) охладителей, содержащих в своем составе большое количество кристаллизационной воды, например $\text{Al}_2(\text{SO}_4)_3 \cdot 18\text{H}_2\text{O}$ (рис. 3.11).

Двигатель, представленный на рис. 3.12, одновременно с впрыском воды в камеру сгорания обеспечивает увеличение площади критического сечения сопла, что способствует более интенсивному спаду давления (патент США № 3059425).

Оптимальная конструкция УГГ должна обеспечивать совместное выполнение ряда по отдельности сравнительно простых, но порой взаимопротиворечивых задач (рис. 3.13).

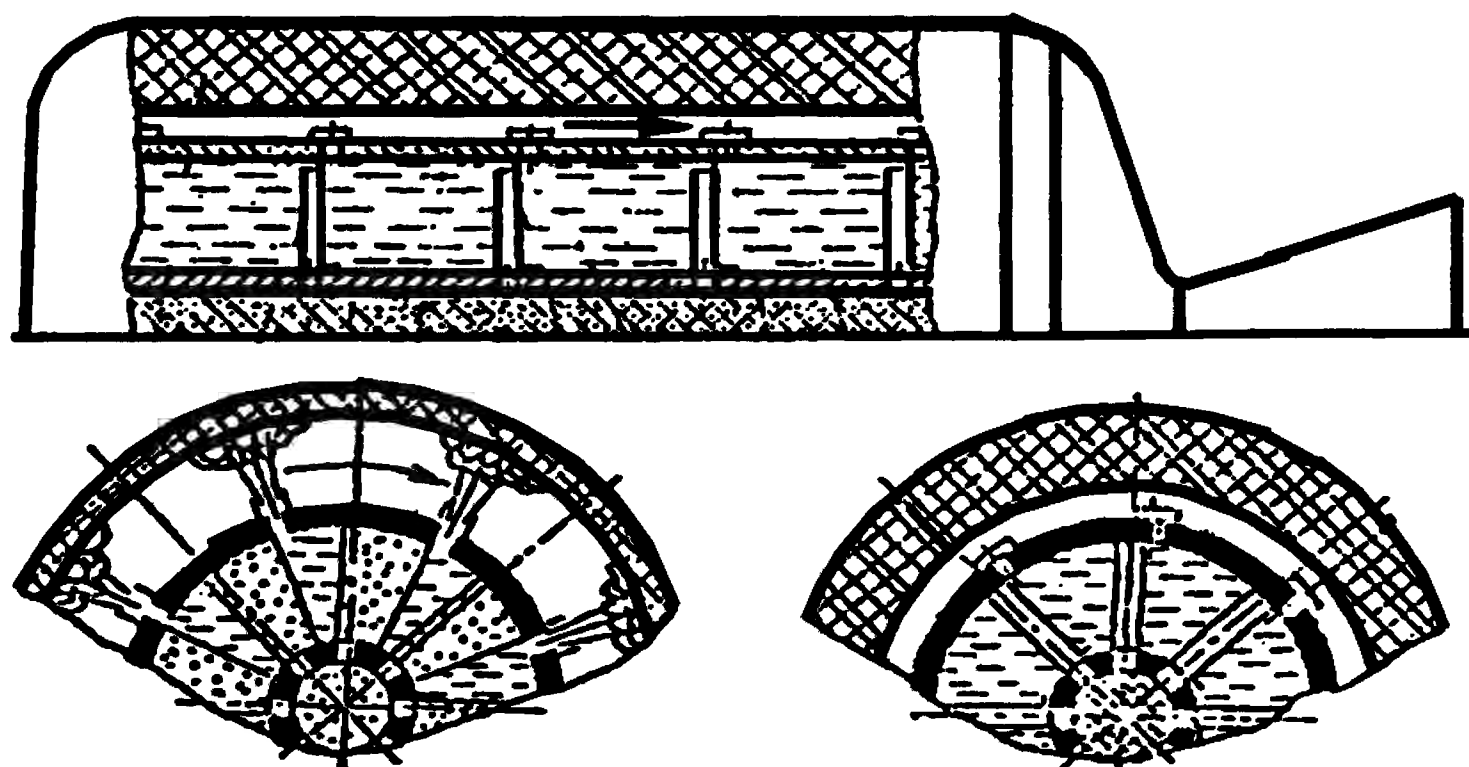


Рис. 3.10. Схема УГГ по а.с. № 1565167

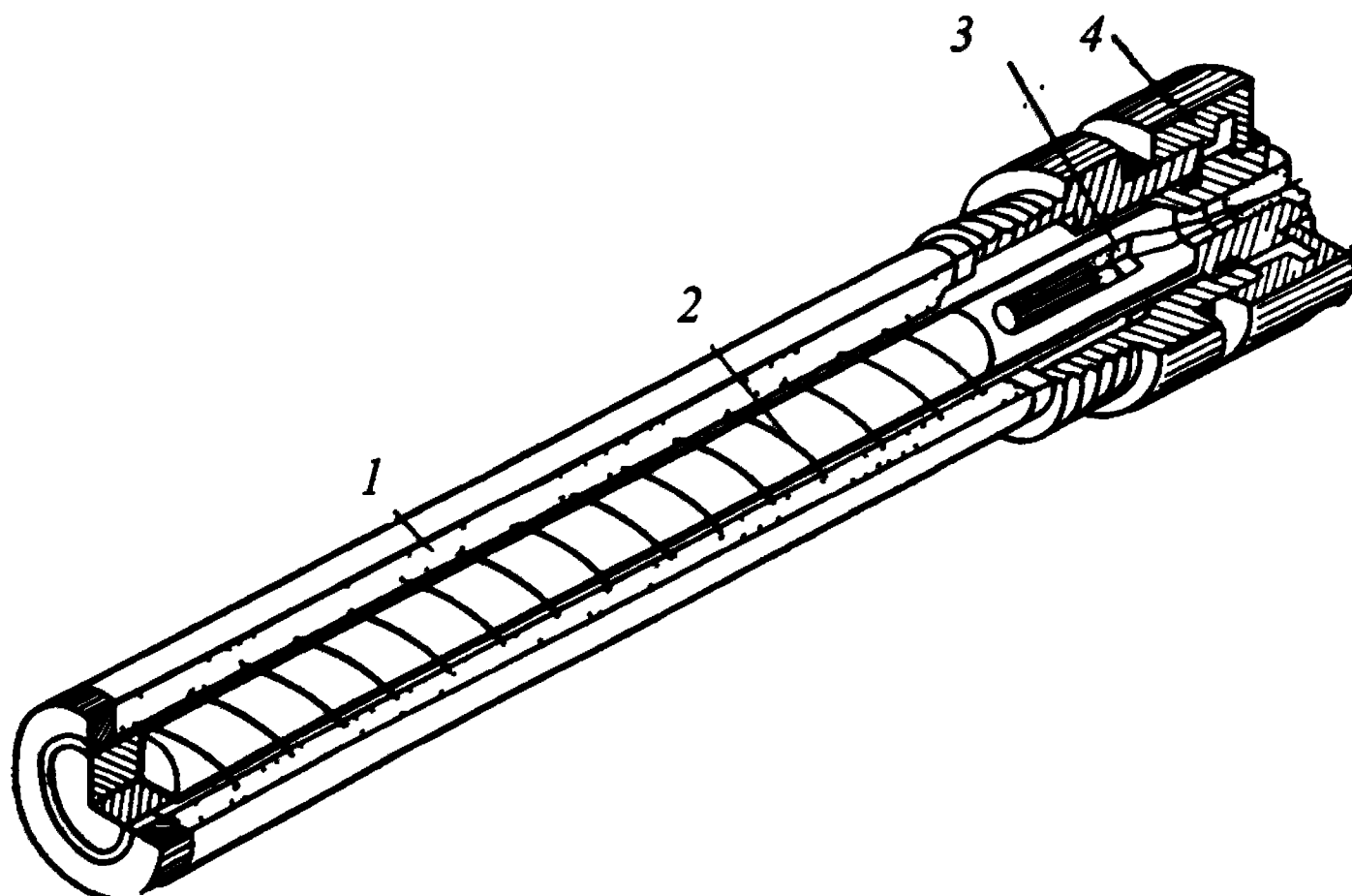


Рис. 3.11. Узел гашения системы отсечки тяги РДТТ:
 1 – прессованный твердый хладагент; 2 – шнуровой заряд ВВ;
 3 – детонатор; 4 – корпус пирофорсунки

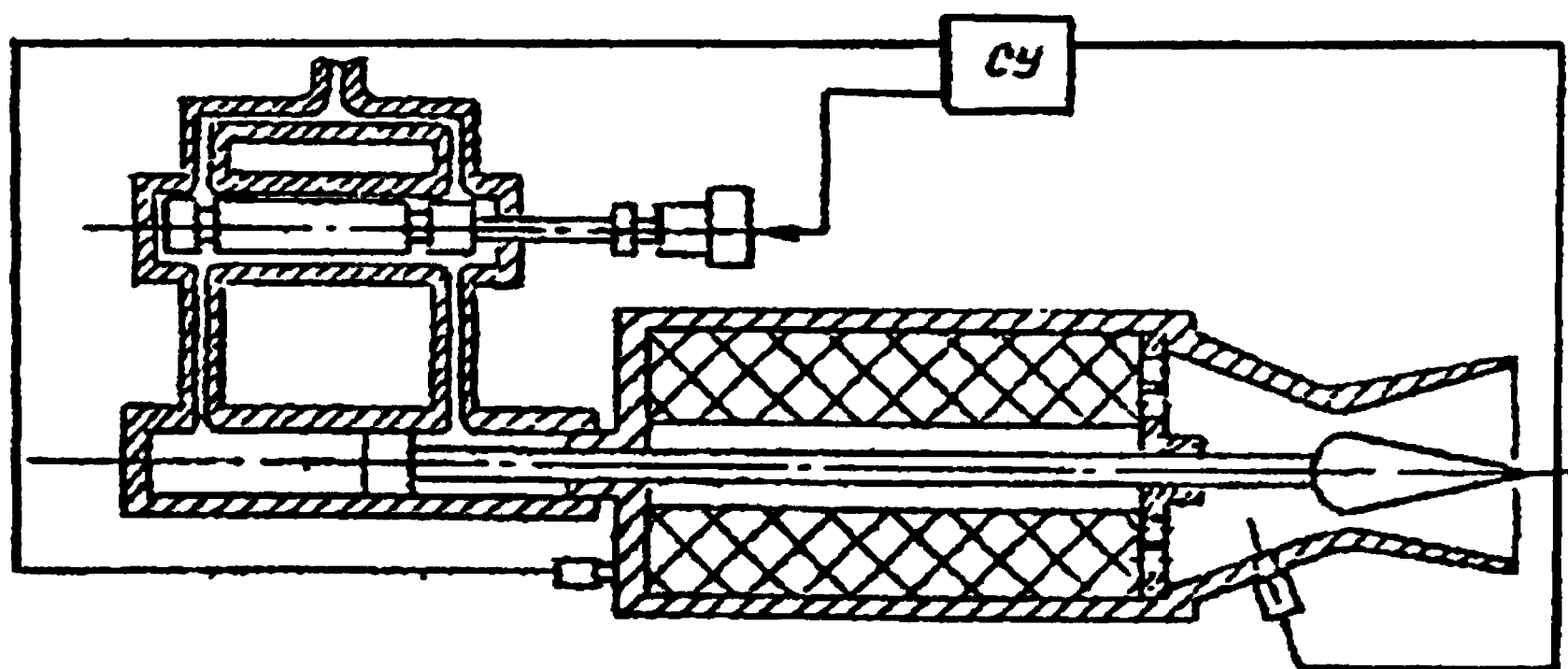


Рис. 3.12. Схема двигателя по патенту США № 3059425

Гашение газового объема требует незначительной массы впрыскиваемой воды, но достаточно мощной интенсивности впрыска, т.е. время гашения газового объема должно составлять $\sim 0,003$ с. Напротив, охлаждение элементов конструкции с целью исключения повторного самовоспламенения заряда от накопленного в них тепла требует затянутого по времени (до $0,1 \dots 0,5$ с) слабоинтенсивного впрыска. Чтобы понять, как зависит эффектив-

ность охлаждения элементов конструкции от интенсивности впрыска воды, проанализируем полученный по экспериментальным данным график зависимости эффективности охлаждения от температуры поверхностного слоя охлаждаемой стенки (рис. 3.14).

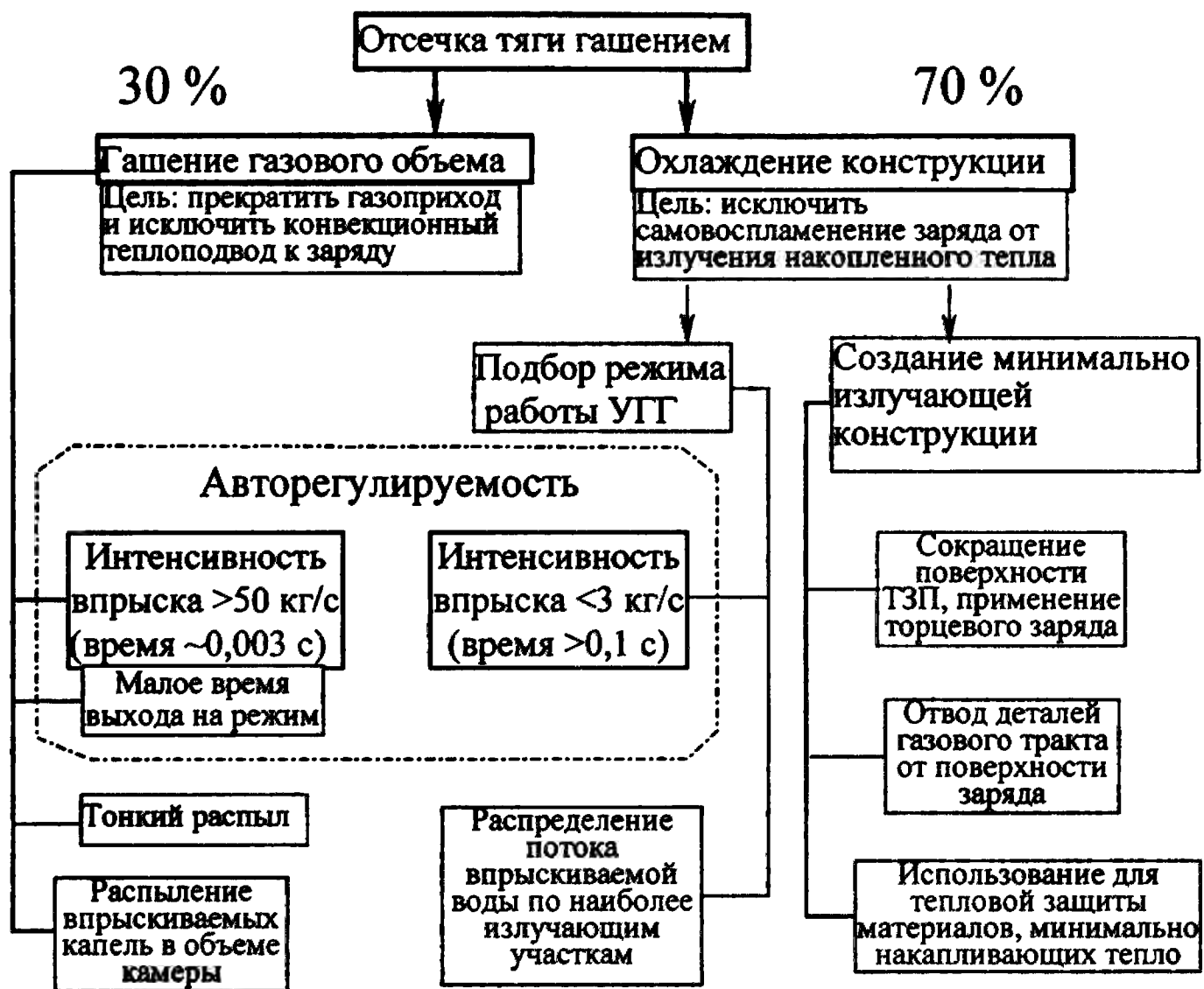


Рис. 3.13. Структура задач, решаемых при отсечке тяги гашением

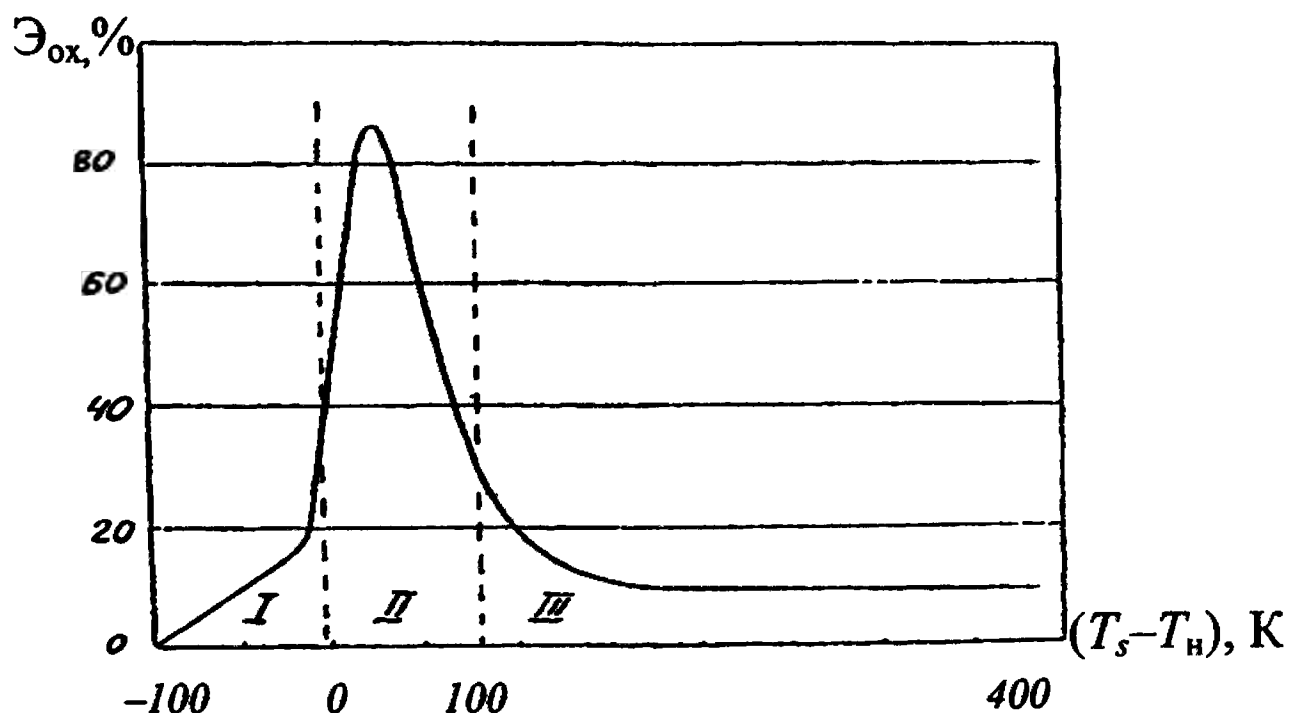


Рис. 3.14. Зависимость эффективности охлаждения $\mathcal{E}_{ох}$ от температуры

(T_s – температура поверхности; T_n – температура насыщения)

На графике можно выделить три характерные зоны:

I – зона, где отбор тепла от стенки происходит за счет теплопередачи к жидкой воде, имеющей большую теплоемкость;

II – наиболее эффективная зона, где охлаждение происходит за счет парообразования при непосредственном контакте воды с охлаждаемой стенкой;

III – зона пленочного кипения, где эффективность теплосъема резко снижается за счет образования паровой прослойки между каплями воды и стенкой, имеющей высокую температуру.

Начальный период охлаждения конструкции соответствует III зоне указанного графика (ввиду высокой температуры поверхности). Если впрыск воды достаточно интенсивен, то температура тонкого поверхностного слоя охлаждаемой стенки снижается ниже температуры насыщения и дальнейший процесс охлаждения соответствует I зоне графика. При этом температура глубинных слоев охлаждаемых стенок является высокой. После окончания процесса впрыска поверхность стенок ввиду перераспределения тепла сильно разогревается, а неиспарившаяся доля (конденсированная фаза) капельной воды к этому времени уже уносится из камеры сгорания вместе со свободно истекающей парогазовой смесью. Если при охлаждении конструкции интенсивность впрыска снизить до такого уровня, чтобы температура тонкого поверхностного слоя охлаждаемых стенок не снижалась ниже значения температуры насыщения, то охлаждение будет происходить в процессе пузырькового кипения (зона II на рис. 3.14) и удельный теплосъем каплями воды с охлаждаемой поверхности будет максимален.

Изменение температуры поверхности конструктивных стенок и температуры поверхности заряда в процессе и после гашения показано на рис. 3.15.

Расчет произведен с предположением того, что доля капельной жидкости в парогазовой смеси после гашения пренебрежимо мала. На графике видно, что через 0,05 ... 0,5 с после окончания впрыска наблюдается разогрев стенки вследствие перераспределения тепла по ее толщине. В дальнейшем температура поверхности медленно падает вследствие потерь тепла на излучение в объем камеры сгорания (т.е. на нагрев заряда) и проникновения тепла в

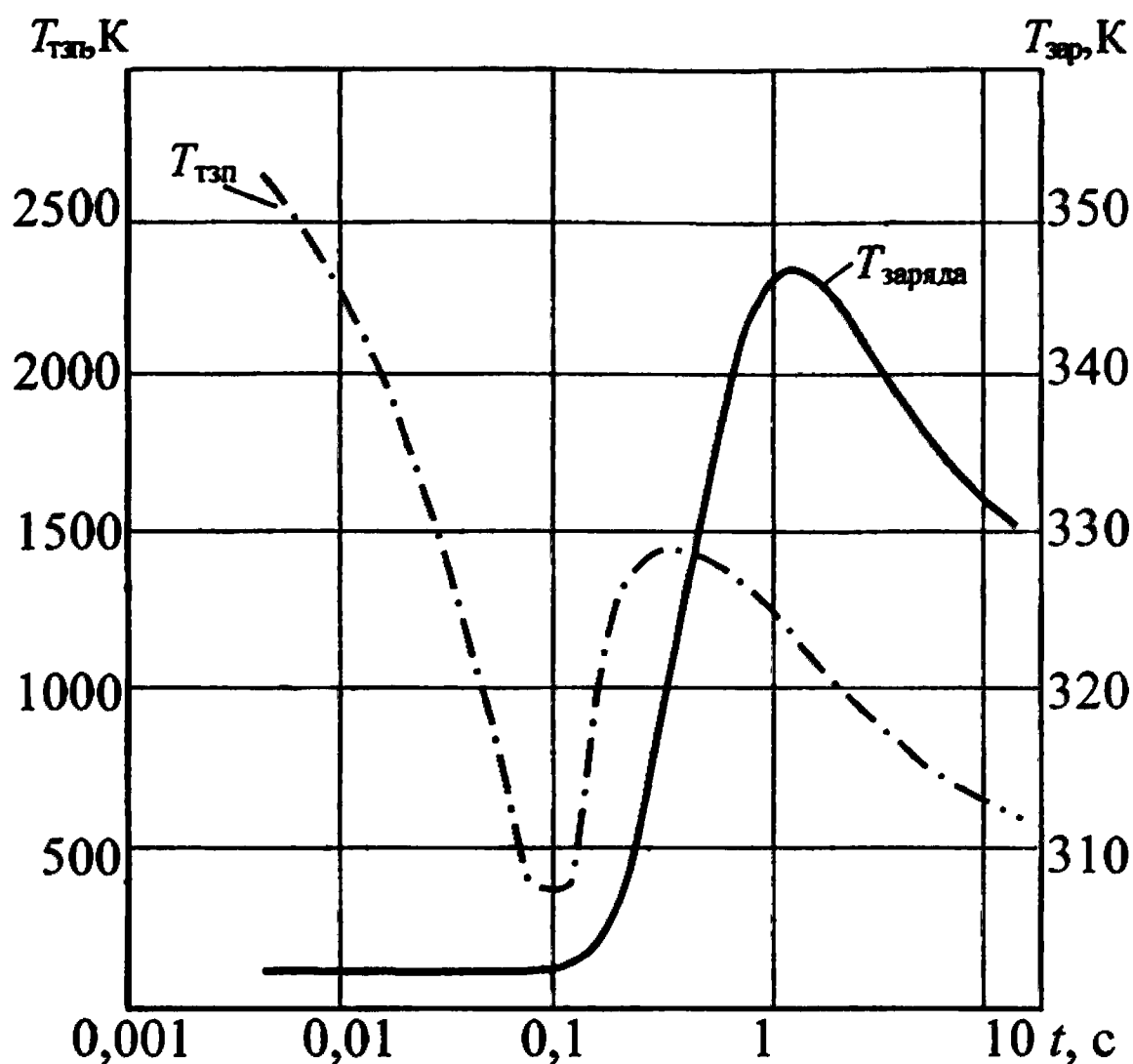


Рис. 3.15. Характер изменения температуры стенок и температуры поверхности заряда во времени

глубь стенки. Максимум разогрева поверхности заряда излучением сдвинут вправо на 0,5 ... 3 с. В дальнейшем температура поверхности заряда падает ввиду выравнивания температуры по глубине заряда. Лучистый тепловой поток к этому времени снижается вследствие существенного уменьшения разности температур между поверхностью ТЗП и поверхностью заряда.

На рис. 3.16 представлен расчет изменения температуры поверхности конструкционных стенок и температуры поверхности заряда в процессе и после гашения с учетом того, что в газожидкостной смеси присутствует существенная доля капельной жидкости.

Повторный нагрев поверхности заряда определяется тремя факторами:

- лучистым тепловым потоком от нагревающейся (вследствие перераспределения тепла по глубине) поверхности ТЗП;
- конвективным теплообменом с газожидкостной смесью, заполняющей камеру;
- перераспределением тепла по глубине заряда (емкостным охлаждением поверхности заряда).

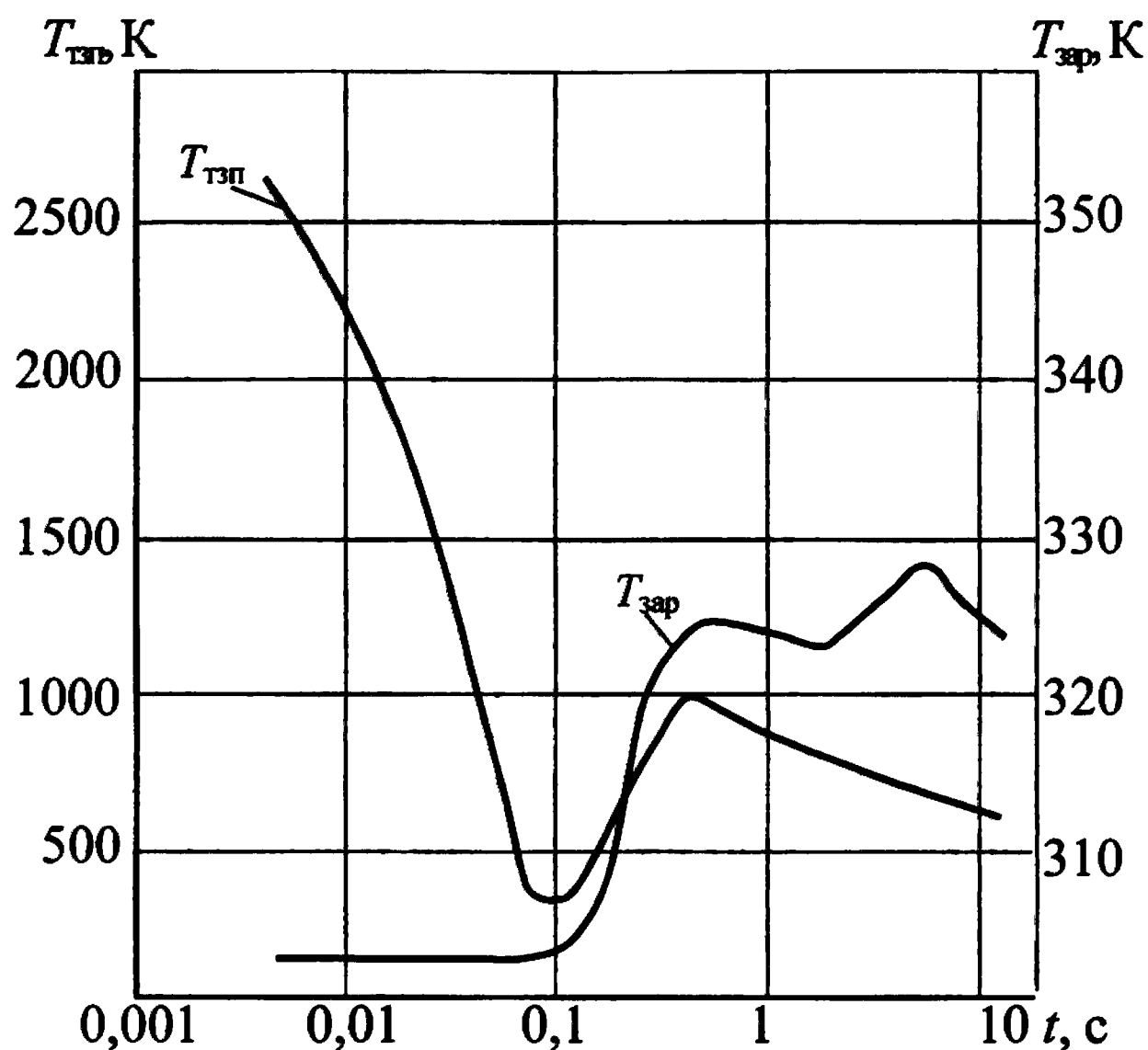


Рис. 3.16. Характер изменения температуры стенок и температуры поверхности заряда во времени (со значительной долей капельной жидкости в процессе и после гашения)

Сразу после окончания орошения впрыскиваемым охладителем температура поверхности погашенного (холодного) заряда начинает резко возрастать и достигает первого максимума на момент около 0,5 с, что определяется лучистым тепловым потоком от нагревающейся поверхности ТЗП. После этого вплоть до момента осушения камеры, когда вся капельная жидкость испарится, температура заряда не растет или даже снижается. После осушения камеры ($t = 1,0 \dots 2,0$ с) температура поверхности заряда снова начинает расти вследствие лучистого теплового потока от стенок ТЗП и конвективного потока от остатков парогазовой смеси. Второй максимум температуры поверхности заряда приходится на момент времени около 10 с, начиная с момента начала гашения. К этому времени интенсивность емкостного охлаждения поверхности заряда (ухода тепла вглубь) начинает превышать интенсивность процессов нагрева.

Задача гашения является выполненной, если максимум повторного разогрева поверхности заряда лежит ниже температуры вспышки данного топливного состава. Это достигается снижением величины максимума разогрева поверхности элементов конструкции после завершения впрыска воды. Так как максимальный удельный теплосъем каплями воды достигается при пониженной интенсивности впрыска, то оптимальный режим гашения может обеспечить система двух УГГ, срабатывающих одновременно (или с перерывом в $0,05 \dots 0,5$ с). Первый УГГ рассчитан на впрыск в течение $0,003$ с порции, достаточной для гашения газового объема. Второй УГГ выполняет слабоинтенсивное орошение в течение $0,1 \dots 1$ с.

Конструкция РДТТ, представленная на рис. 3.17 и 3.18 [42], имеет единый узел гидрогашения, обеспечивающий авторегулирование интенсивности впрыска по внутрикамерному давлению: в начальный момент при большом давлении впрыск интенсивный, а с уменьшением давления интенсивность впрыска уменьшается, обеспечивая оптимальный режим охлаждения. Авторегулируемый УГГ представляет собой дифференциальный поршень, установленный с возможностью продольного перемещения в стакане, заполненном водой. Сопловой блок выполнен непосредственно в дифференциальном поршне. При работе двигателя дифференци-

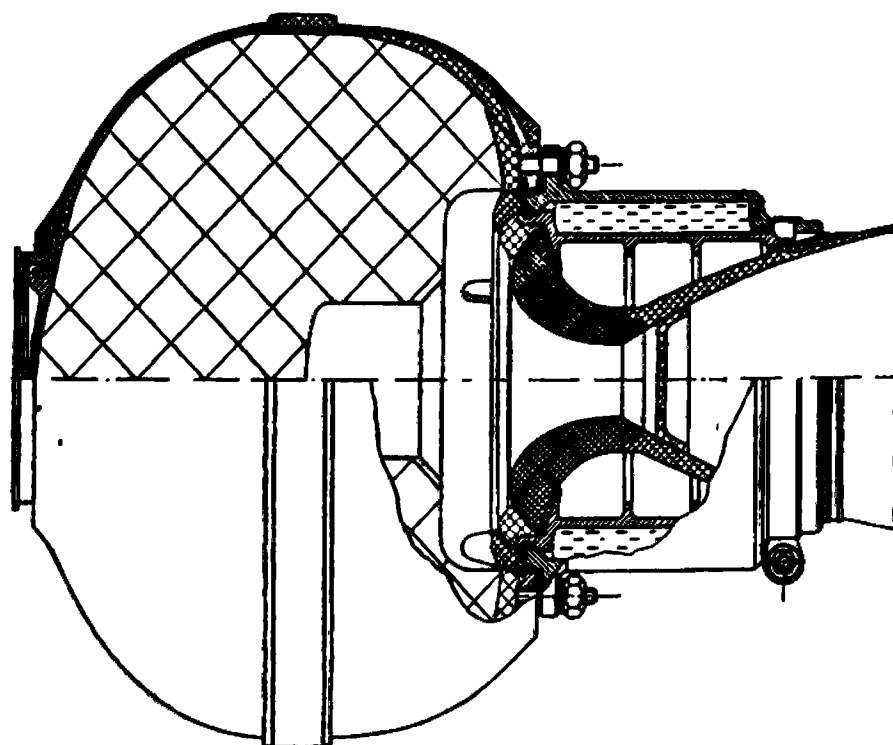


Рис. 3.17. Конструкция РДТТ с авторегулируемым узлом гидрогашения в исходном положении

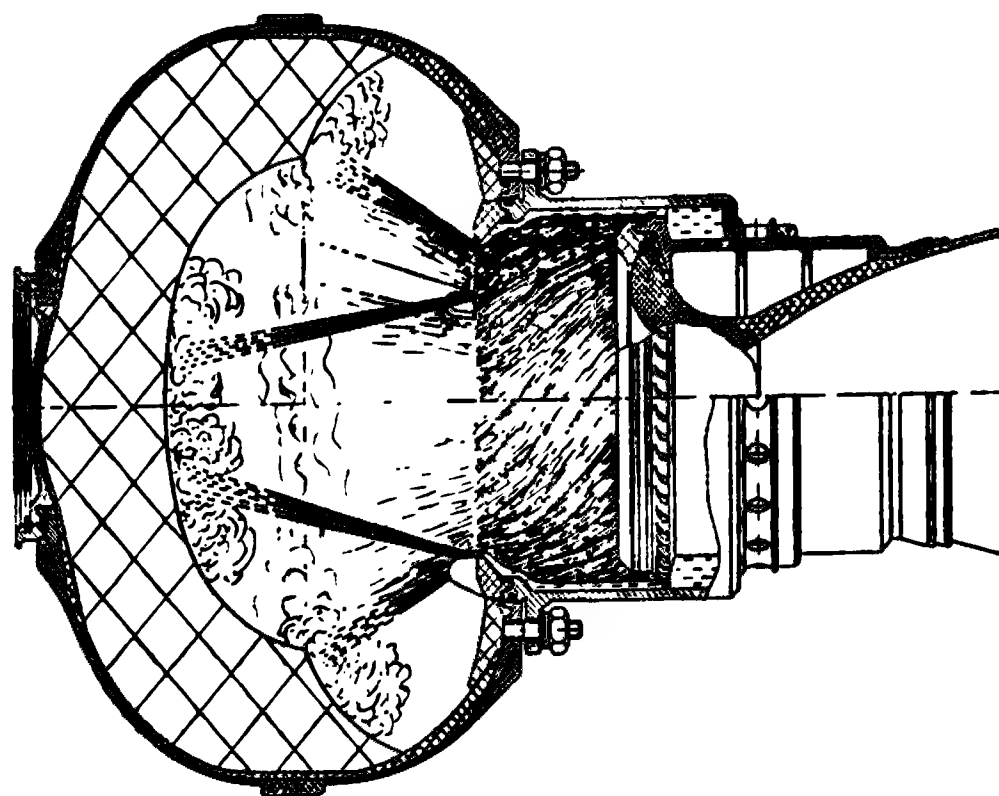


Рис. 3.18. Процесс работы авторегулируемого узла гидрогашения

альный поршень зафиксирован замком. При подаче команды на отсечку тяги срабатывает замок, и дифференциальный поршень расфиксируется. Благодаря тому что дифференциальный поршень выталкивается силами внутрикамерного давления, осуществляется принцип авторегулирования, а также отвод наиболее нагретых деталей газового тракта, принадлежащих дифференциальному поршню, из зоны камеры сгорания от поверхности заряда.

Компоновка двигателя с авторегулируемым УГГ позволяет применить заряд с глухим каналом и максимально сократить долю нагревающегося ТЗП в суммарной внутренней поверхности камеры сгорания. Авторегулируемость процесса гашения значительно снижает (тормозит) скорость перемещения дифференциального поршня на конечной стадии процесса гашения, уменьшая тем самым динамические нагрузки (удар) на узел гидрогашения по сравнению с «пушечным» впрыском (рис. 3.19).

Узел впрыска авторегулируемого двигателя имеет свои особенности, обусловленные тем, что он образован подвижной (поршнем) и неподвижной (стаканом) частями. Гидравлическая подпоршневая полость стакана сообщена с камерой сгорания посредством тангенциальных (винтовых) каналов, выполненных вокруг дифференциального поршня.

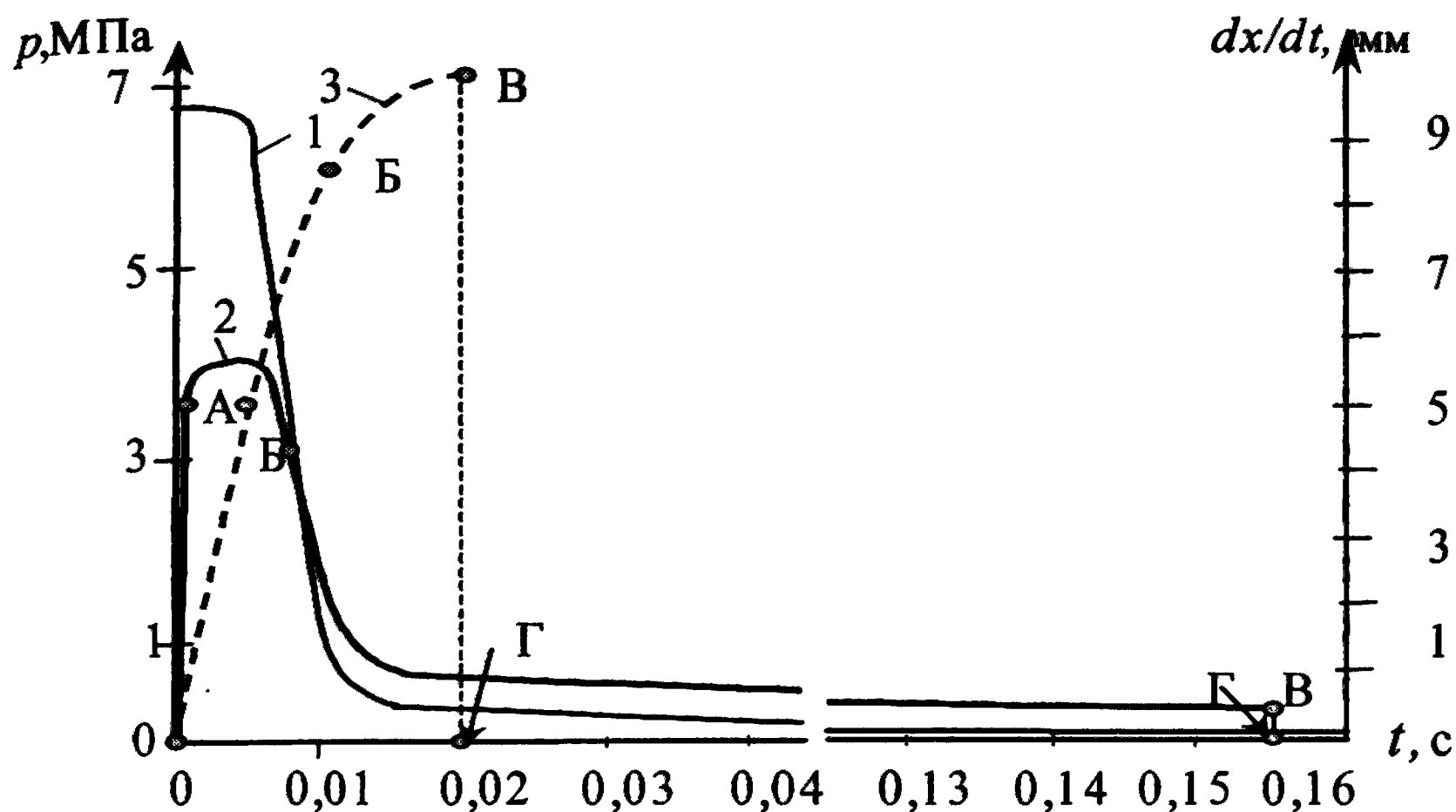


Рис. 3.19. Режим работы обычного и авторегулируемого УГГ:

1 – внутрикамерное давление; 2 – скорость перемещения дифференциального поршня и соответствующий расход охладителя авторегулируемого УГГ; 3 – скорость перемещения вытеснительного поршня (и соответствующий расход охладителя), обеспечиваемые ПАД обычного УГГ; ОА – участок выхода УГГ на требуемый для гашения режим впрыска охладителя; АБ – гашение заряда; БВ – охлаждение конструкции; ВГ – удар поршнем по УГГ

Винтовые каналы в совокупности с внутренней цилиндрической поверхностью стакана образуют узел впрыска в виде большой центробежной форсунки, позволяющей осуществлять впрыск в широком (до 150°) секторе, полностью охватывающем камеру сгорания. Винтовые каналы могут быть выполнены на дифференциальном поршне (см. рис. 3.18) или на внутренней цилиндрической поверхности стакана (см. рис. 3.22). В последнем случае появляется возможность изменять геометрические параметры и проходные площади узла впрыска по ходу движения дифференциального поршня (т.е. по времени процесса гашения). Уменьшение проходного сечения винтовых каналов по ходу движения дифференциального поршня само по себе может обеспечить изменение расхода впрыска в 10 и более раз. В совокупности с авторегулиро-

ванием по внутрикамерному давлению такая схема обеспечивает требуемую глубину регулирования расхода впрыскиваемого охладителя более ста.

Работа узла впрыска при начальном положении дифференциального поршня (соответствующая гашению газового объема) представлена на рис. 3.20, *а*, работа узла впрыска при смещенном положении дифференциального поршня (соответствующая охлаждению конструкции) – на рис. 3.20, *б*.

На рис. 3.21 приведен продольный разрез авторегулируемого УТГ с винтовыми каналами, поперечное сечение (разрез А–А) которых показано на рис. 3.22, развертка боковой внутренней цилиндрической поверхности стакана – на рис. 3.23.

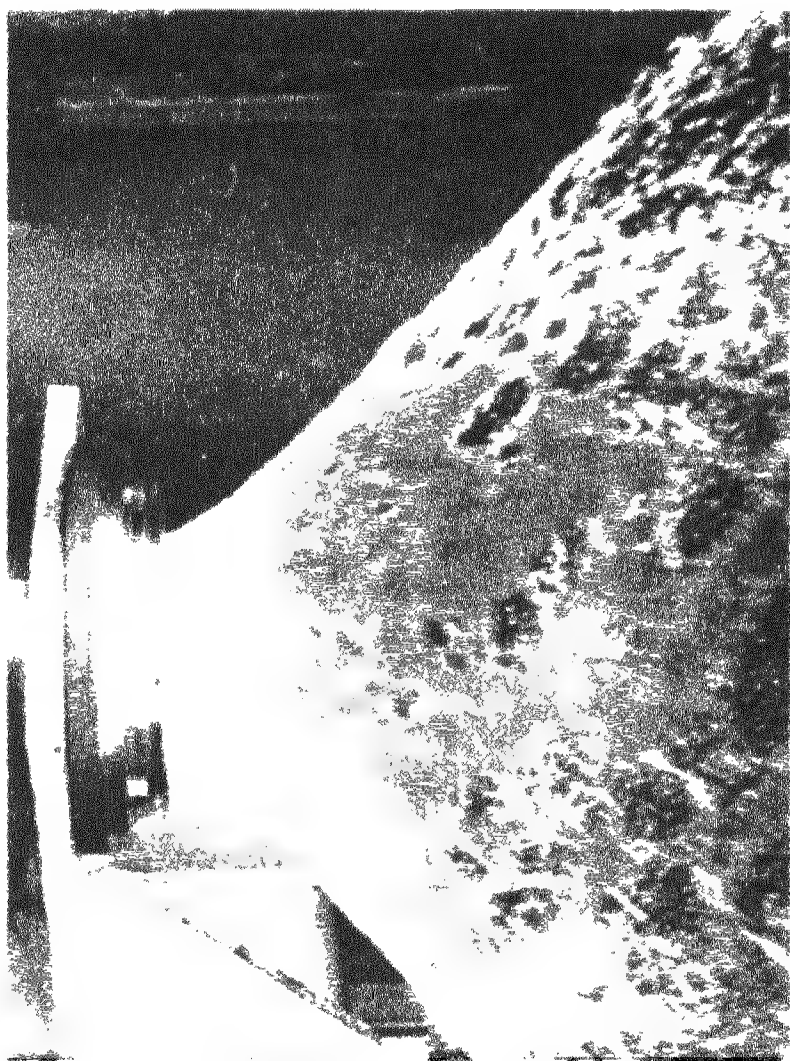
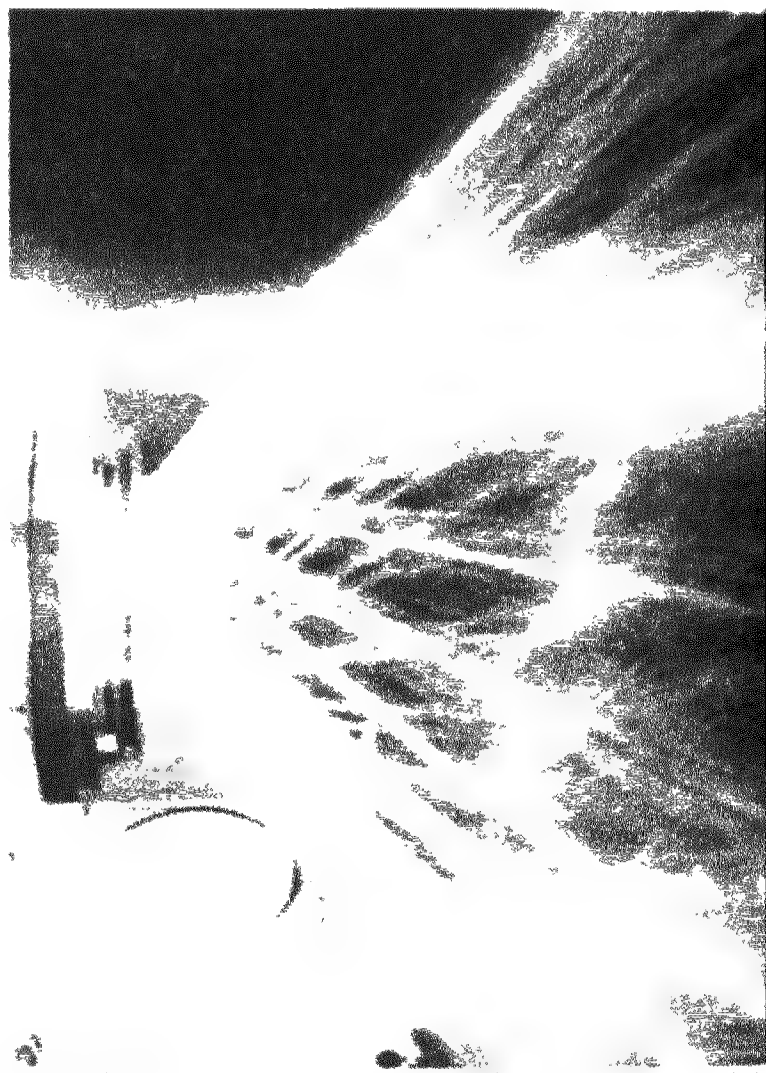
*а)**б)*

Рис. 3.20. Работа узла впрыска при начальном (*а*) и смещенном (*б*) положении дифференциального поршня

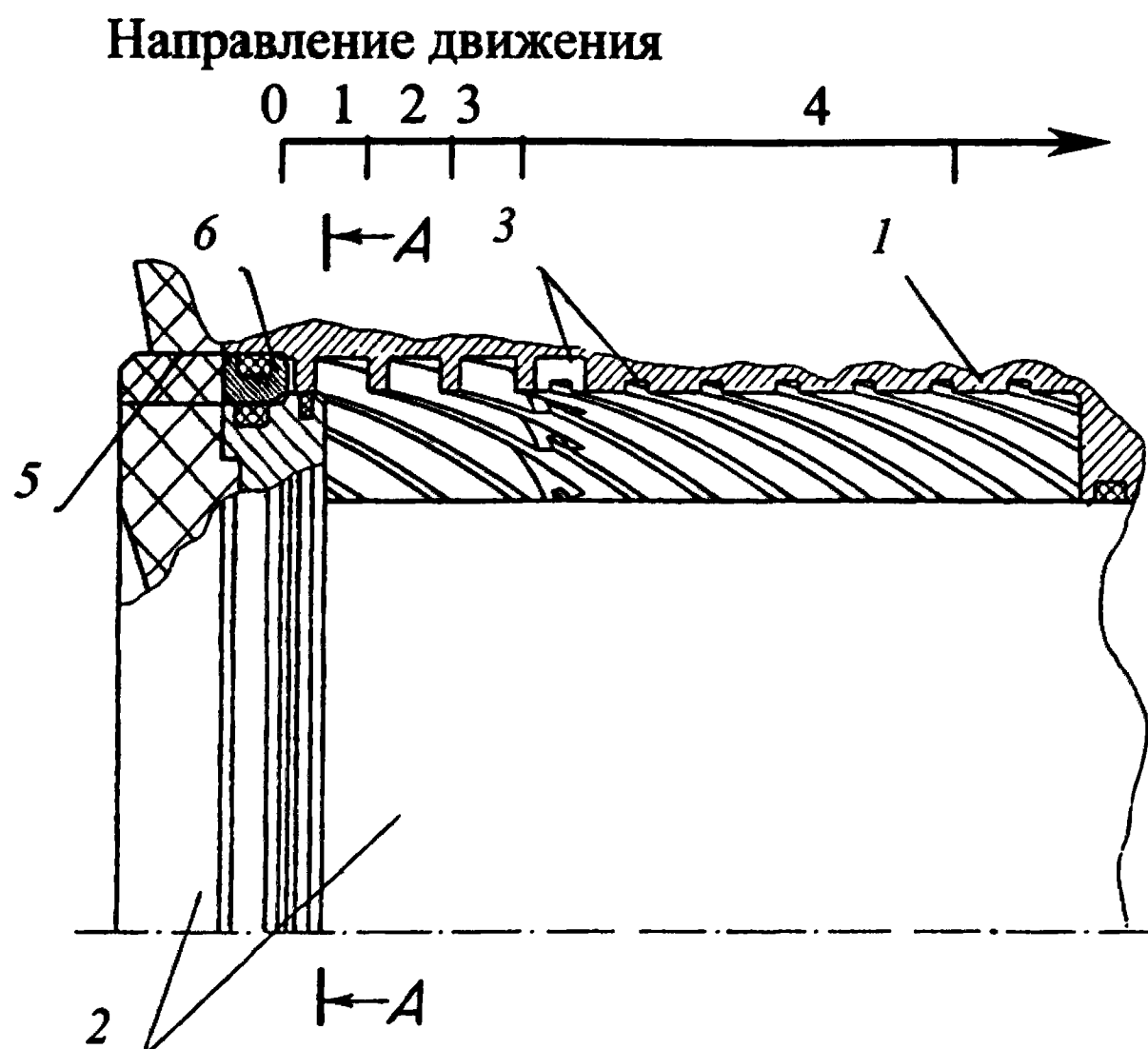


Рис. 3.21. Продольный разрез авторегулируемого УГТ с винтовыми каналами

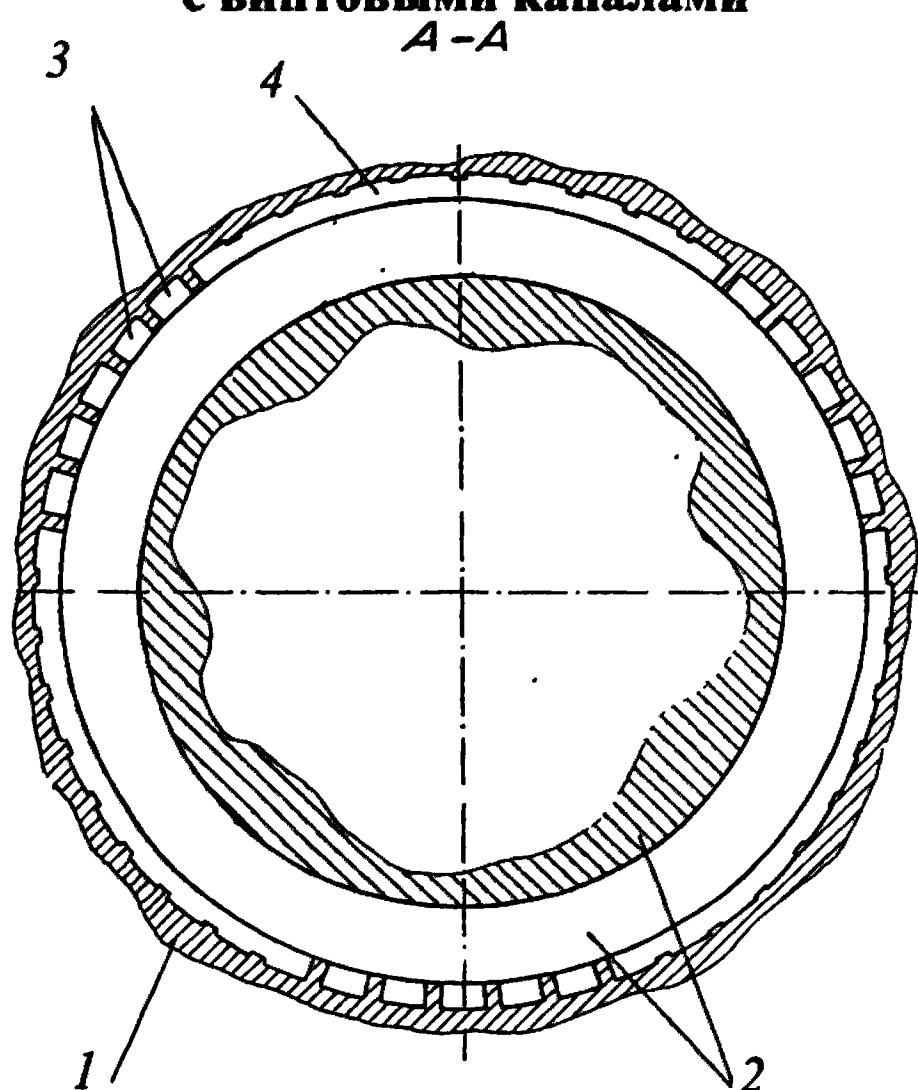


Рис. 3.22. Поперечное сечение винтовых каналов авторегулируемого УГТ

Со стороны среза стакана в нескольких секторах соседние винтовые каналы 3 объединены на некоторой длине и образуют в этих секторах сплошную щель 4 между дифференциальным поршнем 2 и стаканом 1. В непосредственной близости от среза стакана на его внутренней цилиндрической поверхности выполнен цилиндрический поясок 5, по которому установлена герметизирующая подпоршневую полость кольцевая заглушка 6.

Объединенные в щели 4 группы винтовых каналов 3 при начальном положении дифференциального поршня работают как струйные щелевые форсунки, обеспечивая подачу охладителя в центральные области камеры сгорания. Так как в секторах между данными группами винтовые каналы 3 не объединены между собой (т.е. между ними имеются разделительные винтовые ребра), эти каналы работают как сектор центробежной форсунки, обеспечивая подачу охладителя в периферийные области камеры сгорания. Таким образом, при начале движения дифференциального поршня, соответствующем гашению газового объема (участок 0–1 оси перемещения на рис. 3.21 и 3.23), узел впрыска работает в центробежно-струйном режиме, обеспечивая охват струями охладителя всего объема камеры сгорания (рис. 3.24).

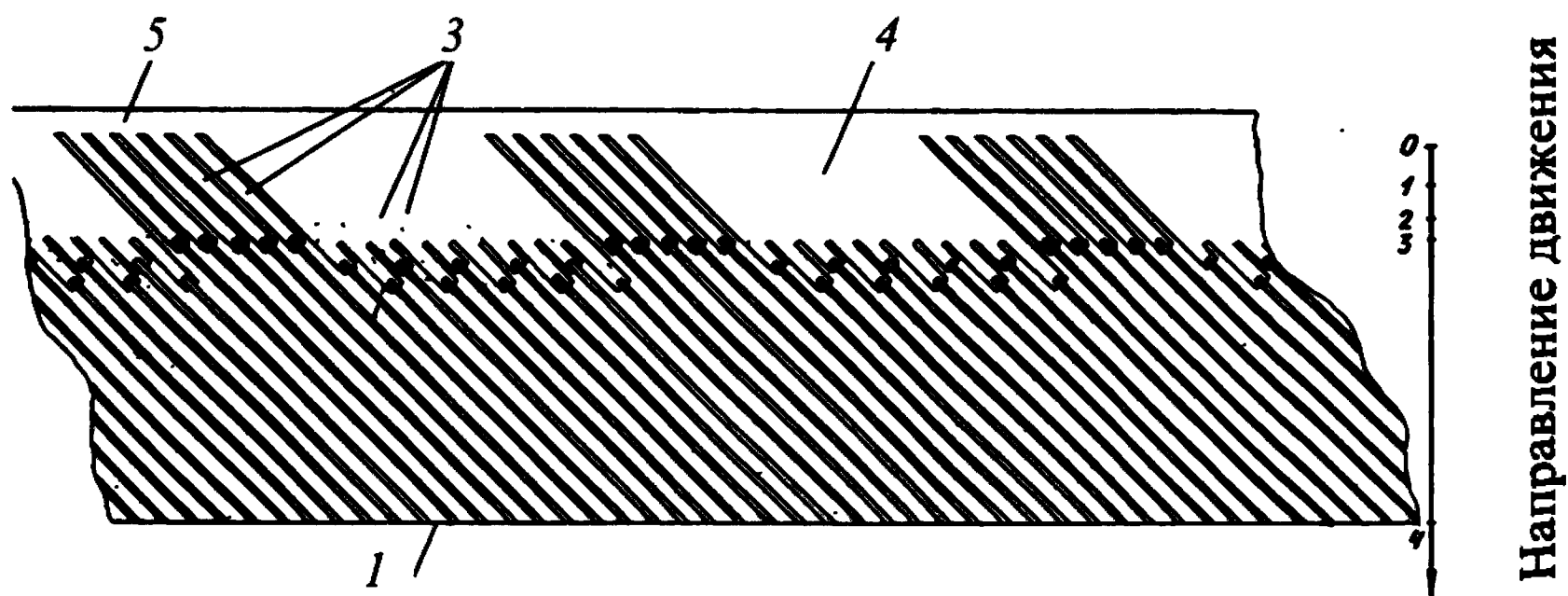


Рис. 3.23. Развертка боковой внутренней цилиндрической поверхности стакана авторегулируемого УТГ

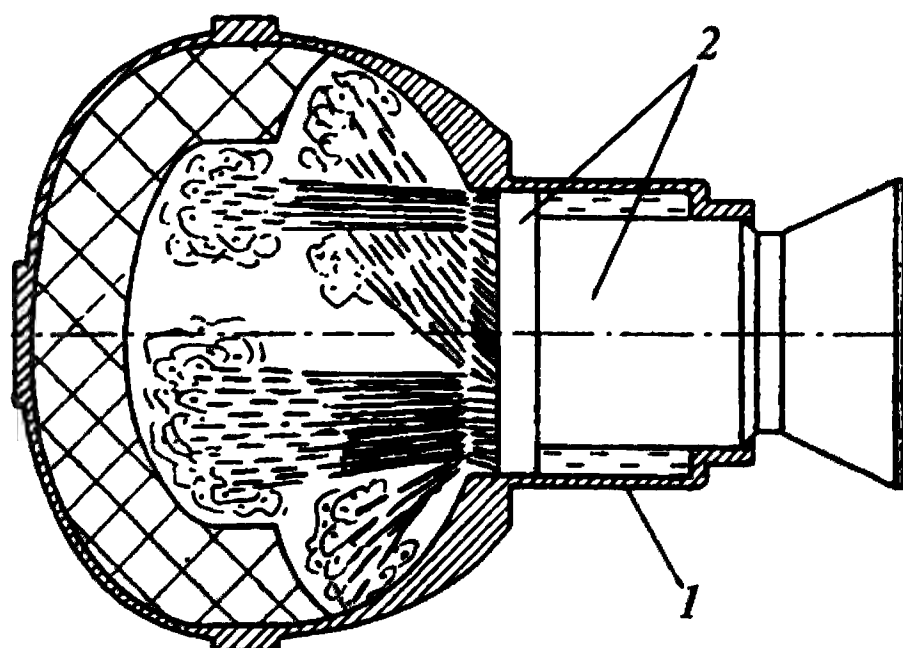


Рис. 3.24. Струйно-центробежный режим работы узла впрыска

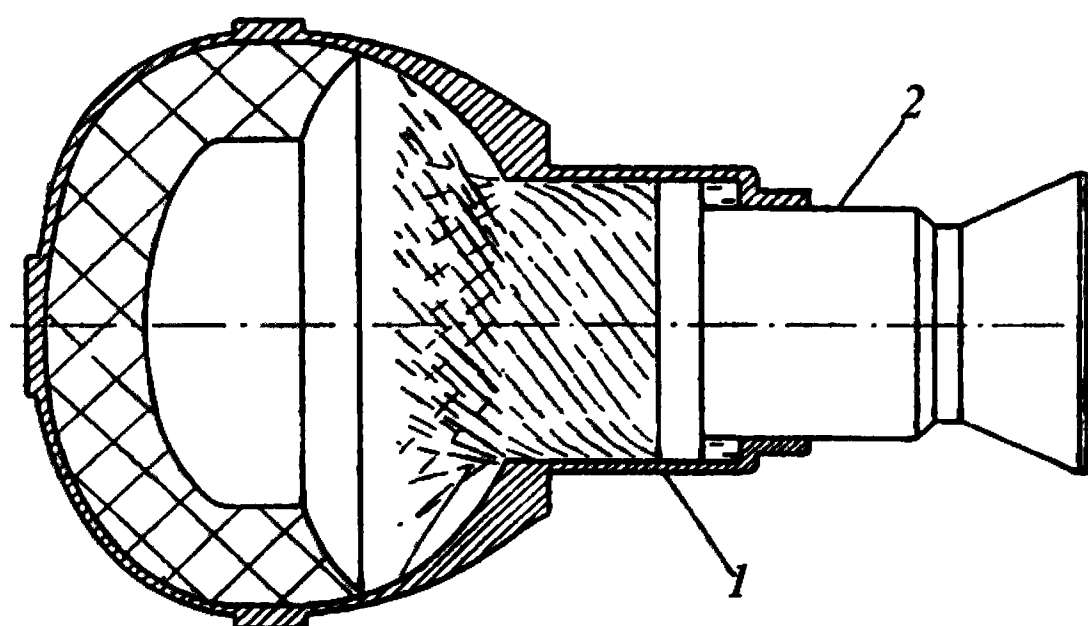


Рис. 3.25. Центробежный режим работы узла впрыска

По мере движения дифференциального поршня рабочая длина щелевых групп 4 объединенных винтовых каналов 3 увеличивается относительно ширины этих групп. В результате относительного увеличения краевых (возмущенных, т.е. непрямолинейных) зон прямолинейное струйное направление впрыска начинает сменяться центробежно-гиперболическим направлением (рис. 3.25). После того, как газовый объем погашен, т.е. в момент перехода дифференциального поршня на участок 2 – 3 оси перемещений (см. рис. 3.23), где все винтовые каналы 3 разделены между собой винтовыми ребрами, весь впрыскиваемый охладитель получает первоначальную закрутку. В результате дальнейшее течение струй охладителя как по винтовым каналам 3, так и по щелям 4 имеет

практически одинаковый вихревой характер. Узел впрыска работает исключительно в центробежном режиме, обеспечивая экономную подачу охладителя только на поверхность периферийных областей камеры сгорания (т.е. орошение горячих элементов конструкции) (см. рис. 3.25). Таким образом, объединение в секторах на некоторой длине винтовых каналов в щели обеспечивает оптимальное изменение по времени гашения пространственной картины распыла [46].

Если узел гидрогашения предназначен для одноразового использования, оптимальные с точки зрения процесса впрыска геометрические параметры узла гидрогашения обеспечиваются выполнением винтовых каналов на внутренней цилиндрической поверхности стакана. В ряде случаев, например в узле гидрогашения многократного действия, появляется потребность выполнения винтовых каналов на дифференциальном поршне. При этом гидравлические характеристики центробежной форсунки, образованной гладкой криволинейной поверхностью, требуют исследования как при стационарных положениях дифференциального поршня, так и при поступательной скорости движения дифференциального поршня, влияющей на треугольник скоростей впрыскиваемых струй (т.е. на возможность изменения пространственной картины распыла по ходу движения дифференциального поршня). В первом приближении треугольник скоростей при неизменности проходной площади тангенциальных каналов не зависит от поступательной скорости движения поршня ввиду пропорциональности скорости течения впрыскиваемых струй скорости движения поршня. При этом угол закрутки впрыскиваемых струй получается более крутым, чем угол тангенциальной нарезки проходных каналов на дифференциальном поршне.

Впрыск охладителя посредством большой центробежной форсунки создает вихревое течение газожидкостной смеси в камере сгорания, что при свободном истечении газожидкостной смеси препятствует уносу находящейся в поле центробежных сил тяжелой фазы капельной жидкости и поджимает эту фазу к охлаждаемой поверхности ТЗП. Это способствует повышению экономичности гашения.

Таким образом, основными преимуществами двигателя с авторегулируемым УГГ являются: надежность, обусловленная авторегулируемостью; минимальные, по сравнению с любой другой схемой, габаритные размеры двигателя; простота конструкции, связанная с отсутствием в схеме двигателя вытеснительного ПАД. Еще одно преимущество, обусловленное отсутствием вытеснительного ПАД, – возможность многократного гашения одним и тем же самозаряжающимся УГГ – рассмотрено в следующем разделе.

Методика расчета режима работы УГГ. Термодинамические процессы гашения двигателя зависят от расхода впрыскиваемой воды, т.е. от скорости движения дифференциального поршня. В свою очередь, скорость движения дифференциального поршня зависит от давления парогазовой смеси, т.е. от протекания термодинамических процессов в камере сгорания.

Целью расчета режима работы УГГ является подбор таких параметров УГГ (соотношение площадей дифференциального поршня, проходные площади тангенциальных каналов), при которых расход впрыскиваемой воды обеспечивал бы, с одной стороны, надежное гашение заряда (прекращение газопритока), а с другой стороны, эффективное охлаждение прогретых поверхностей ТЗП.

На дифференциальный поршень УГГ (рис. 3.26) действует выталкивающая сила F_1 , обусловленная внутрикамерным давлением:

$$F_1 = F_{\lambda < 1} - F_{\lambda > 1} = \frac{\pi}{4} p_k (D^2 f_D - d_a^2 f_a), \quad (3.5)$$

где d_a – диаметр среза сопла; D – большой диаметр дифференциального поршня (см. рис. 3.26); p_k – внутрикамерное давление парогазовой смеси; f_D, f_a – приведенная плотность потока импульса, соответствующая сечению сопла.

После срабатывания пирозамка дифференциальный поршень под воздействием выталкивающей силы F_1 создает в подпоршневой полости УГГ давление $p_{\text{ж}}$. То есть со стороны воды на дифференциальный поршень действует сила

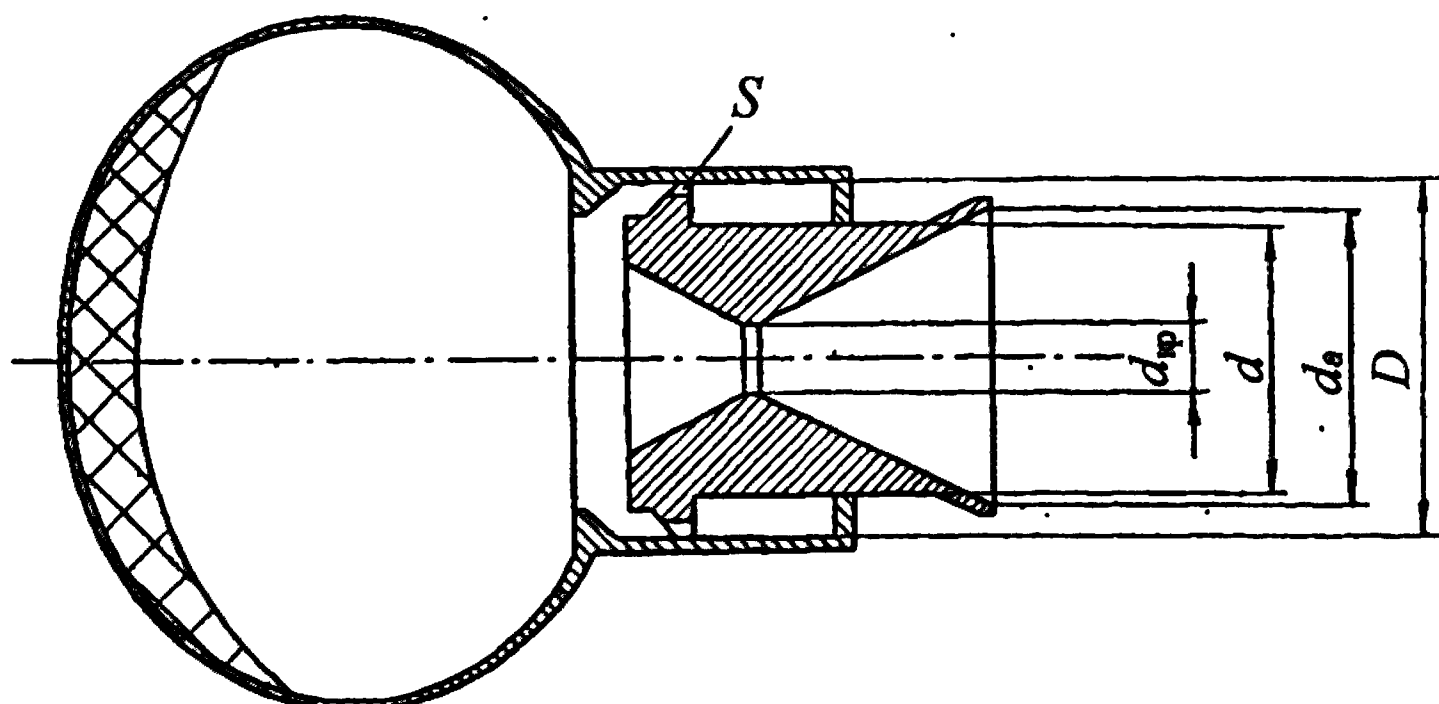


Рис. 3.26. Расчетная схема УГГ

$$F_2 = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) p_{\text{ж}},$$

где d – малый диаметр дифференциального поршня (см. рис. 3.26).

Уравнение движения дифференциального поршня, находящегося под действием этих сил:

$$M_{\text{п}} \frac{dV_{\text{п}}}{dt} = \frac{\pi}{4} p_{\text{к}} (D^2 f_D - d_a^2 f_a) - \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) p_{\text{ж}} - Q_{\text{тр}}, \quad (3.6)$$

где $M_{\text{п}}$ – масса дифференциального поршня; $\frac{dV_{\text{п}}}{dt}$ – изменение скорости движения дифференциального поршня по времени процесса (ускорение); $Q_{\text{тр}}$ – сила трения со стороны уплотнения, герметизирующего подпоршневую полость стакана УГГ.

Для впрыскиваемой воды закон сохранения массы

$$\frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) V_{\text{п}} \rho = \mu F_{\Sigma} \rho \sqrt{\frac{2(p_{\text{ж}} - p_{\text{к}})}{\rho}},$$

где ρ – плотность воды; F_{Σ} – суммарная проходная площадь тангенциальных каналов; μ – коэффициент расхода.

Из закона сохранения массы следует, что давление воды

$$p_{\text{ж}} = p_{\text{к}} + 0,5\rho V^2 \left[\frac{\pi(D^2 - d^2)}{4\mu F_{\Sigma}} \right]^2. \quad (3.7)$$

Подставляя выражение (3.7) в (3.6), после промежуточных преобразований получим

$$\begin{aligned} \frac{dV_{\text{п}}}{dt} = & \frac{\pi p_{\text{к}}}{4M_{\text{п}}} [D^2(f_D - 1) - d_a^2 f_a + d^2] - \\ & - \frac{\rho V_{\text{п}}^2}{2M_{\text{п}}(\mu F_{\Sigma})^2} \left[\frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) \right]^3 - \frac{Q_{\text{тр}}}{M_{\text{п}}}. \end{aligned} \quad (3.8)$$

Уравнение (3.8) может быть решено только совместно с уравнениями, определяющими внутрикамерное давление $p_{\text{к}}$ как функцию от времени и от количества впрыснутой воды (т.е. перемещения дифференциального поршня).

Приведем систему этих уравнений.

Приращение свободного объема камеры сгорания, вызванное перемещением дифференциального поршня,

$$\frac{dW_{\text{п}}}{dt} = \frac{\pi}{4} D^2 V_{\text{п}}. \quad (3.9)$$

Приращение массы жидкости, находящейся в КС в виде пара, обусловлено приходом поступающей из УГГ воды и расходом пара через сопло:

$$\frac{dM_{\text{ж}}}{dt} = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) \rho V - \frac{A_{\text{см}} p F_{\text{к}}}{\sqrt{R_{\text{см}} T_{\text{см}}}} \frac{M_{\text{ж}}}{M_{\text{ж}} + M_{\text{г}}}, \quad (3.10)$$

где $M_{\text{ж}}$ — масса пара в КС; $M_{\text{г}}$ — масса газа в КС; $F_{\text{к}}$ — площадь критического сечения сопла; $R_{\text{см}}$ — газовая постоянная смеси; $T_{\text{см}}$ — температура парогазовой смеси; $A_{\text{см}}$ — коэффициент, характеризующий истечение:

$$A_{\text{см}} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2gk}{k+1}}.$$

Результирующее приращение массы продуктов сгорания, находящихся в КС, зависит от расхода через сопло. При этом прием, что приход продуктов сгорания от горения заряда изменяется по линейному закону

$$G = G_0 \left(1 - \frac{t}{0,003}\right),$$

т.е. через 0,003 с заряд погаснет. Здесь G_0 – номинальный приход продуктов сгорания перед гашением.

Таким образом,

$$\frac{dM_{\Gamma}}{dt} = G_0 \left(1 - \frac{t}{0,003}\right) - \frac{A_{\text{см}} p F_{\text{к}}}{\sqrt{R_{\text{см}} T_{\text{см}}}} \frac{M_{\Gamma}}{M_{\text{ж}} + M_{\Gamma}}. \quad (3.11)$$

Температура парогазовой смеси без учета прихода тепла от стенки определяется соотношением

$$T_{\text{см}} = \frac{M_{\Gamma} c_{\Gamma} T_0 + M_{\text{ж}} c_{\text{п}} T_{\text{исп}} - M_{\text{ж}} q - M_{\text{ж}} c_{\text{ж}} (T_{\text{исп}} - T_{\text{ж}})}{M_{\Gamma} c_{\Gamma} + M_{\text{ж}} c_{\text{п}}}, \quad (3.12)$$

где c_{Γ} , $c_{\text{ж}}$, $c_{\text{п}}$ – теплоемкость соответственно газа, воды и пара; q – удельная теплота парообразования; T_0 – начальная температура продуктов сгорания.

При достижении некоторой температуры в процессе парообразования наряду с кинетическим механизмом начнет работать диффузионный механизм протекания процессов. Кроме того, при охлаждении газа до температуры кипения резко уменьшается роль парообразования. Поэтому с какого-то момента для вновь поступающей жидкости предпоследний член выражения (3.12) уменьшается. Это можно учесть эмпирическим коэффициентом.

Газовая постоянная в предположении того, что процесс носит кинетический характер, определяется по правилу смеси

$$R_{\text{см}} = \frac{R_{\Gamma} M_{\Gamma} + R_{\text{п}} M_{\text{ж}}}{M_{\Gamma} + M_{\text{ж}}}, \quad (3.13)$$

где R_{Γ} – газовая постоянная продуктов сгорания; $R_{\text{п}}$ – газовая постоянная пара.

Давление парогазовой смеси определяется уравнением состояния

$$p_k = \frac{(M_{\Gamma} + M_{\text{ж}}) R_{\text{см}} T_{\text{см}}}{W}. \quad (3.14)$$

Таким образом, оценочный расчет параметров авторегулируемого УГГ сводится к решению системы уравнений (3.8) – (3.14). Результаты подобного расчета представлены на рис. 3.27.

Расчет УГГ, имеющего ПАД, может проводиться по тем же зависимостям, исключая уравнения (3.6) и (3.8).

Точный расчет процессов гашения предполагает проводить термодинамические расчеты с учетом химических реакций между компонентами парогазовой смеси и кинетики этих реакций.

Проверка технических решений, представленных расчетных зависимостей и определение упоминаемых эмпирических коэффициентов производится экспериментальным путем. На рис. 3.28 представлена осциллограмма автономных испытаний срабатывания УГГ на холодном воздухе (находящегося под давлением в заглушенной камере), проводимых с целью отработки необходимой динамики движения дифференциального поршня [23]. На рис. 3.29 [23] представлена осциллограмма огневых испытаний с гашением модельного двигателя.

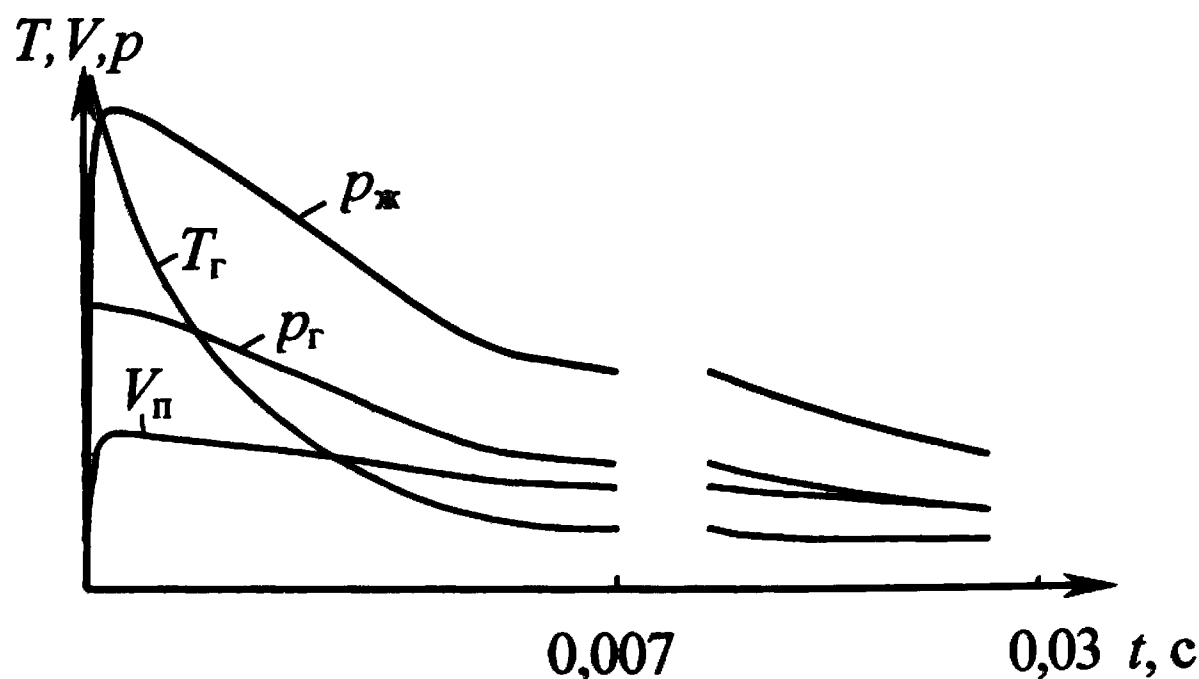


Рис. 3.27. Результаты расчета основных параметров

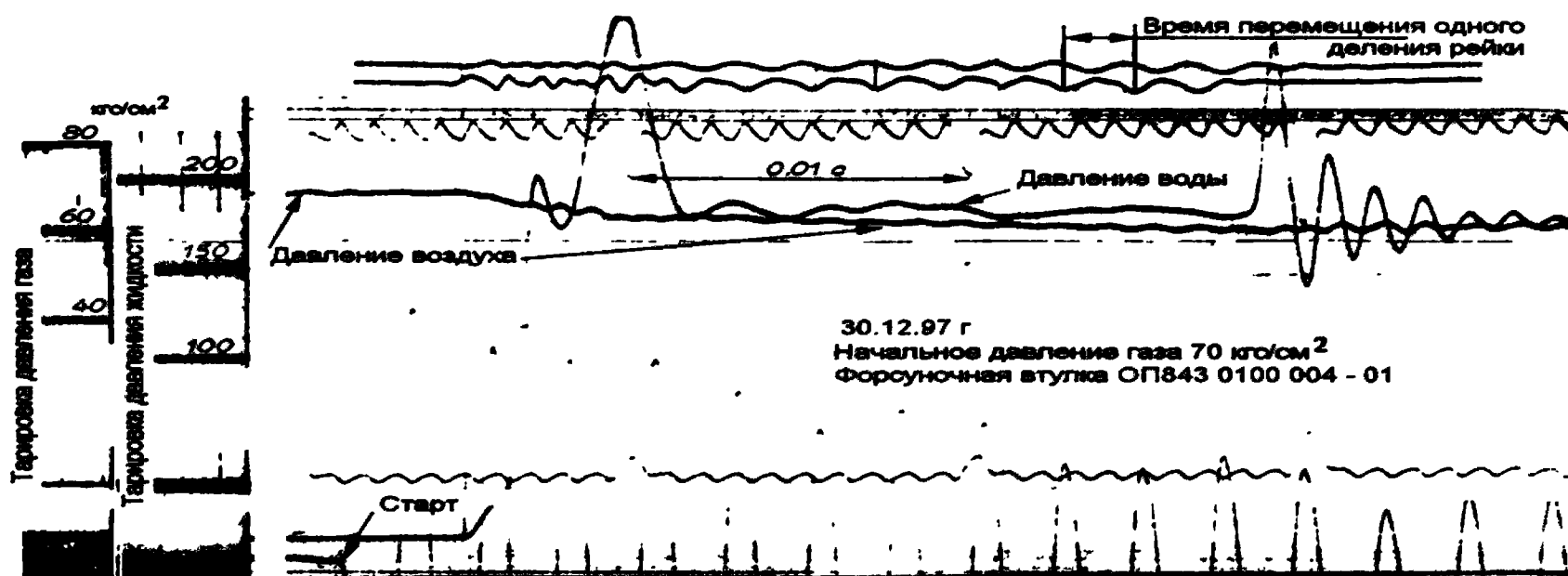


Рис. 3.28. Осциллограмма автономных испытаний УГГ

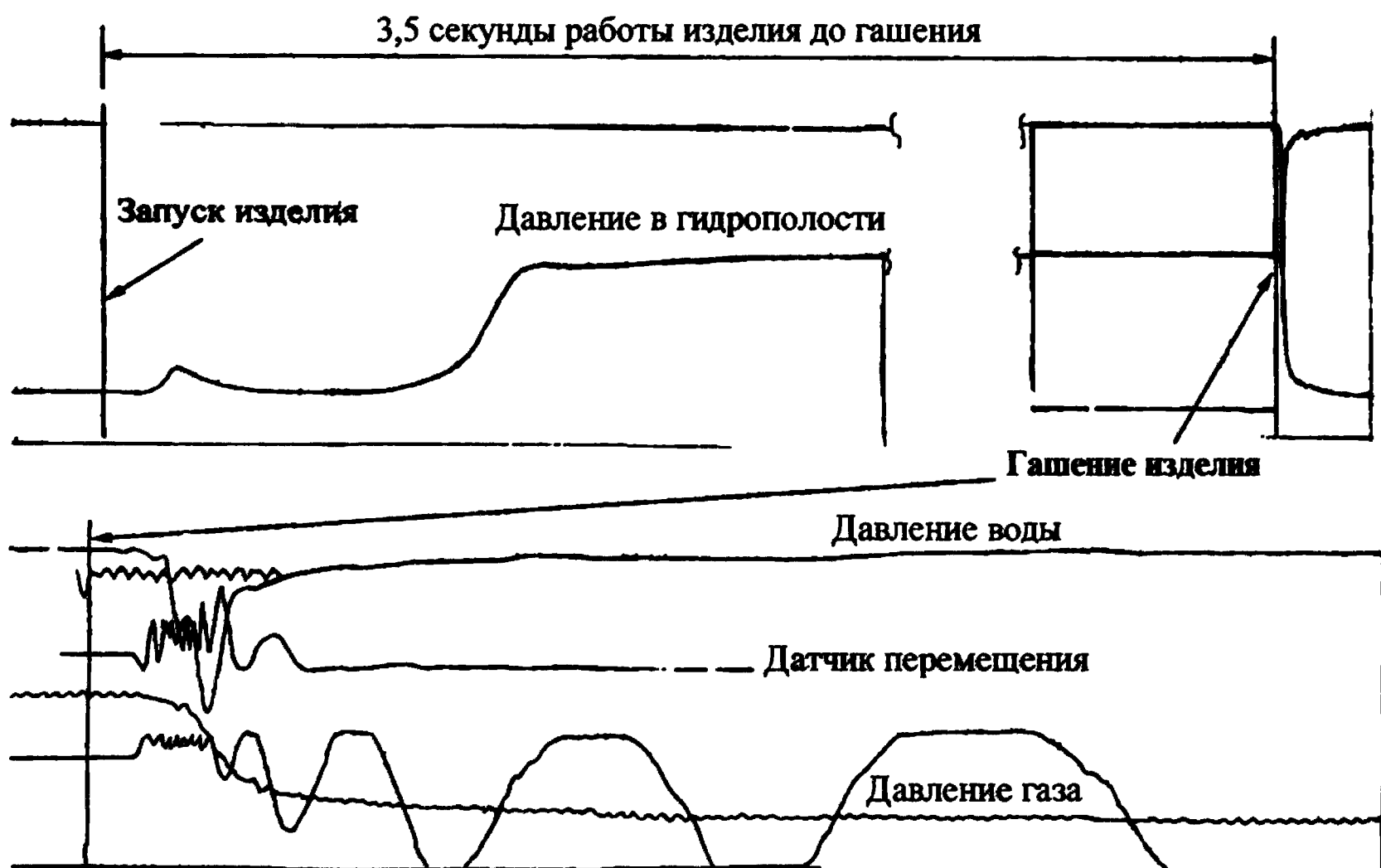


Рис. 3.29. Осциллограмма ОСИ модельного двигателя с узлом гашения

Погрешность регулирования значения суммарного импульса. Важной характеристикой РДТТ с УГГ, определяющей эксплуатационные возможности двигателя как регулируемого объекта, является погрешность регулирования значения суммарного импульса. Эта погрешность определяется разбросами импульса последействия при отсечке тяги. Само значение импульса последействия при

гашении является сравнительно большой величиной (до 1 % суммарного импульса, создаваемого двигателем за все время работы). Большое значение импульса последействия обусловлено истечением через сопло холодной, т.е. имеющей большую плотность, парогазовой смеси. Количество истекающей парогазовой смеси зависит от массы газа, находившегося в камере на момент гашения (определяется давлением и свободным объемом), и массы впрыскиваемой воды. Так как последняя преобладает, а ее значение неизменно, разбросы импульса последействия не превышают 15 %, что характерно для обычных ЭУТТ. Таким образом, точность регулирования (с учетом поправки на хорошо прогнозируемое значение импульса последействия) при гашении находится на хорошем для РДТТ уровне ($\sim 0,15\%$).

Имеется возможность дальнейшего повышения точности регулирования. Это достигается за счет того, что на дифференциальном поршне размещаются сферические шторки, кинематически связанные с корпусом УГГ (рис. 3.30).

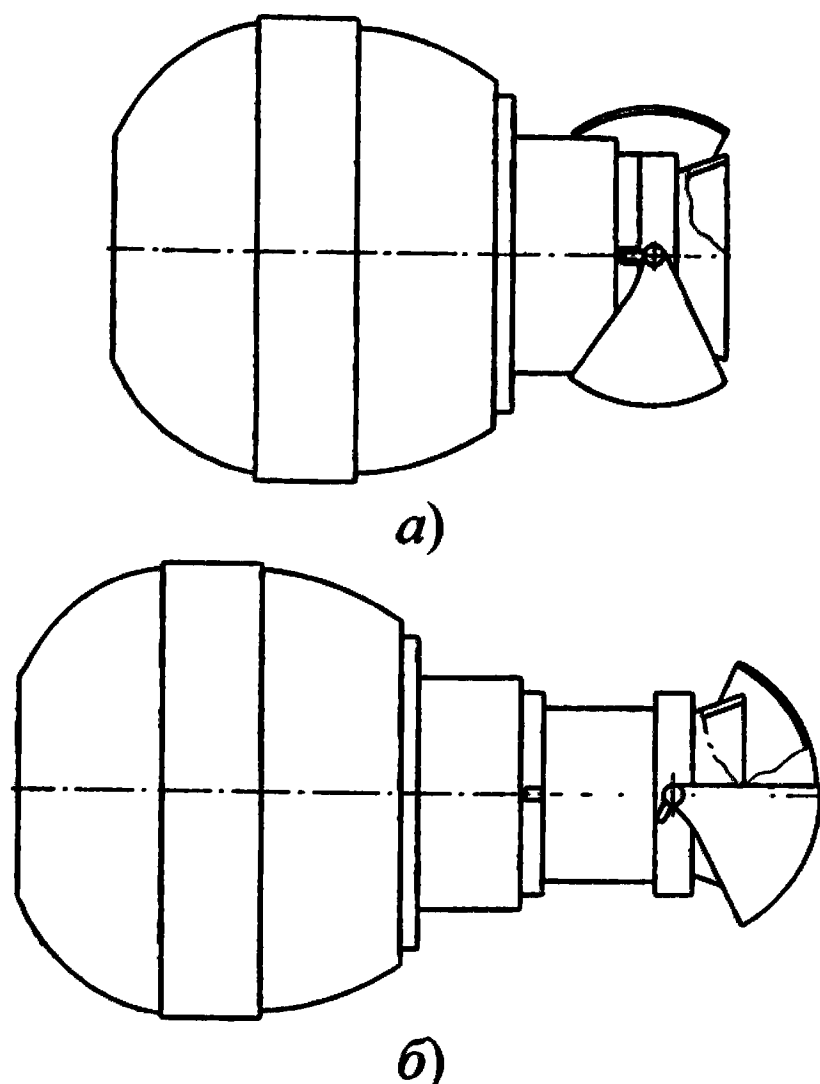


Рис. 3.30. Сферические шторки, связанные с корпусом УГГ:
а – исходное положение; *б* – при гашении

При начале движения дифференциального поршня сферические шторки автоматически захлопываются. Подчеркнем, что шторки вводятся в поток низкотемпературной парогазовой смеси, имеющий малый скоростной напор, что обуславливает малую массу шторок. Варьируя геометрию и время захлопывания сферических шторок, можно добиться высокой точности регулирования значения суммарного импульса.

3.4. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ МНОГОКРАТНОГО ВКЛЮЧЕНИЯ В ПОЛЕТЕ

Основной областью применения двигателей многократного включения (ДМВ) являются разгонные блоки ракет-носителей и системы маневрирования космических летательных аппаратов (КЛА). Например, при переходе КЛА с одной орбиты на другую требуется многократное включение ракетного двигателя. По функциональному назначению ближайшим аналогом ДМВ являются двигатели глубокого регулирования (ДГР) с глубиной регулирования расходно-тяговых характеристик 10 ... 12. ДГР способны некоторое время (десятки секунд) работать на режиме экономичной (т.е. пониженной) тяги.

В отличие от ДГР у ДМВ пауза между его включениями по времени ничем не ограничена (в межпланетных перелетах может составлять несколько лет), ДМВ лишен таких присущих ДГР недостатков, как:

- низкая энергетика большинства схем ДГР, связанная с тем, что регулирующие элементы (клапаны, тепловой нож и т.д.) не могут работать в условиях высоких температур;
- ограничение «сверху» суммарного времени работы двигателя (до полного выгорания заряда);
- ограничение максимально реализуемой глубины регулирования;
- большое время переходных процессов, увеличивающееся при возрастании реализованной глубины регулирования и свободного объема КС;

- забросы тяги при переходных процессах;
- необходимость разработки для ДГР топливных составов с рядом специфических свойств;
- наличие сложной системы управления.

Массовые характеристики ДМВ и ДГР находятся на одном уровне. В отличие от ДГР в ДМВ могут применяться те же высокоэнергетические топливные составы, которые используются в неуправляемых маршевых РДТТ. Удельный импульс ДМВ сопоставим с маршевыми РДТТ (ввиду традиционно малых габаритов сопловых блоков ДМВ увеличивается роль двухфазных потерь, несколько понижающих значение удельного импульса). Преимущества ДМВ перед ДГР по удельному импульсу могут составлять 400 ... 600 м/с.

Преимущество ДМВ перед ДГР по баллистической эффективности делает схему ДМВ наиболее прогрессивной при соответствующей отработке надежности процессов гашения и запуска двигателя.

В зависимости от задач, ставящихся перед ДУ КЛА, ДМВ можно рассматривать как элемент объединенной многофункциональной энергоустановки глубокого регулирования, состоящей из маршевого ДМВ и системы вспомогательных двигателей малой тяги. Вспомогательные двигатели могут быть неуправляемыми или иметь надежные устройства неглубокого регулирования (например, ВУС, рассчитанные на малые углы отклонения, т.е. имеющие малые потери на «холостых» режимах). ВУС может быть снабжен и маршевый ДМВ.

Пример объединенной многофункциональной энергоустановки, характеризующейся большим временем работы (десятки минут) и неограниченно длинными паузами между включениями [23], представлен на рис. 3.31.

Энергоустановка состоит из разгонного ДМВ 1 большой тяги и независимой управляющей газобаллонной системы малой тяги. Последняя имеет ресивер 3, батарею низкотемпературных газогенераторов 2, клапаны-микросопла 8, датчик давления 5. Бак с водой 7 является принадлежностью ДМВ 1 и газосвязан с ресивером 3 через редуктор 6. В исходном состоянии все полости энергоустановки являются ненагруженными. При включении энергоустановки

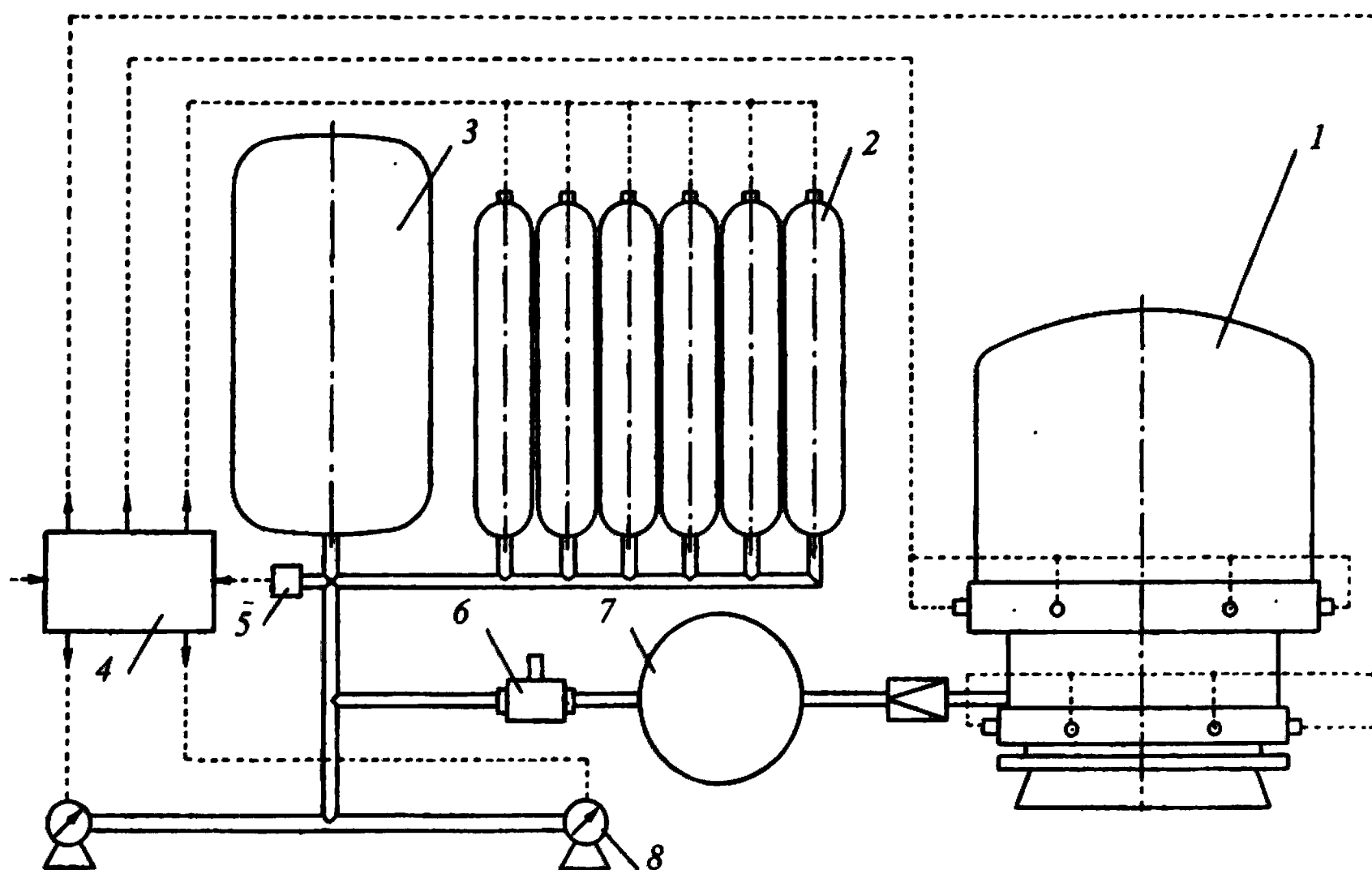


Рис. 3.31. Объединенная многофункциональная энергоустановка:
 1 – ДМВ; 2 – батарея газогенераторов; 3 – ресивер; 4 – система управления; 5 – датчик давления; 6 – редуктор; 7 – бак с водой; 8 – клапаны микросопла

срабатывает один из газогенераторов 2, осуществляя наддув ресивера 3 и объемов пустых (на момент срабатывания) газогенераторов 2 до давления 5 ... 15 МПа за малое время (~ 1 с). При соответствующем открытии клапанов 8 осуществляется управляющее воздействие на КЛА. Давление в ресивере 3 при этом постепенно падает, а для создания равного управляющего воздействия (импульса) время работы клапана 8 в открытом положении должно увеличиваться. При закрытых клапанах 8 управляющее воздействие отсутствует даже при наддуве ресивера 3. Пауза между включениями управляющих воздействий при сохранении наддува ресивера 3 может составлять десятки минут, а без сохранения наддува – несколько лет. Соответственно команда на срабатывание следующего газогенератора 2 может быть подана или при снижении давления в ресивере 3 (регистрируется датчиком 5), или при повторном задействовании газобаллонной системы после длительной

паузы. Пауза между включениями разгонного ДМВ может составлять от 5 с до нескольких лет. Перед включением ДМВ целесообразно производить ориентацию и стабилизацию КЛА с помощью газобаллонной системы. При работе ДМВ газобаллонная система создает управляющие усилия, а после выключения ДМВ она отрабатывает погрешности, связанные, в частности, с разбросами импульса последствия ДМВ.

Представленная схема позволяет исключить зависимость временной циклограммы от ограничений по скорости горения существующих топлив и от реализованной глубины регулирования. Это не только облегчает выполнение требований ТЗ, но и позволяет создавать энергоустановку по модульному принципу, т.е. различные параметры создаваемых вновь энергоустановок достигаются подбором определенного числа стандартизованных, надежно отработанных модулей (например, числа газогенераторов 2).

Отметим, что двигатели многократного включения с секционированным зарядом, состоящие из отделенных друг от друга бронировкой секций заряда и проточным (не имеющим управляющих клапанов) соплом, ввиду дискретности регулирования в большей степени относятся к классу двигателей с заранее программируемыми энергетическими параметрами и в настоящей главе не рассматриваются. Многократное включение и выключение РДТТ возможно также в двигателях раздельного снаряжения (см. гл. 5).

Наиболее рациональным и надежным способом многократной отсечки тяги является гидрогашение. Примером РДТТ с многоразовым узлом гидрогашения, автоматически возвращающимся в исходное (рабочее) положение после каждого срабатывания, является двигатель, изображенный на рис. 3.32, 3.33 [45].

Двигатель запускается посредством одной из пусковых камер 27. Воспламенение заряда 2 не приводит к несанкционированному срабатыванию остальных пусковых камер 27 благодаря их защите теплозащитными заглушками 28. При работе двигателя благодаря замку фиксации дифференциальный поршень 4 относительно корпуса 1 (или стакана 3) остается неподвижным. Поэтому давление жидкого охладителя 7, находящегося в подпоршневой полости 5 стакана 3, равно давлению наддува в баке 17 (0,4 ... 0,6 МПа), т.е.

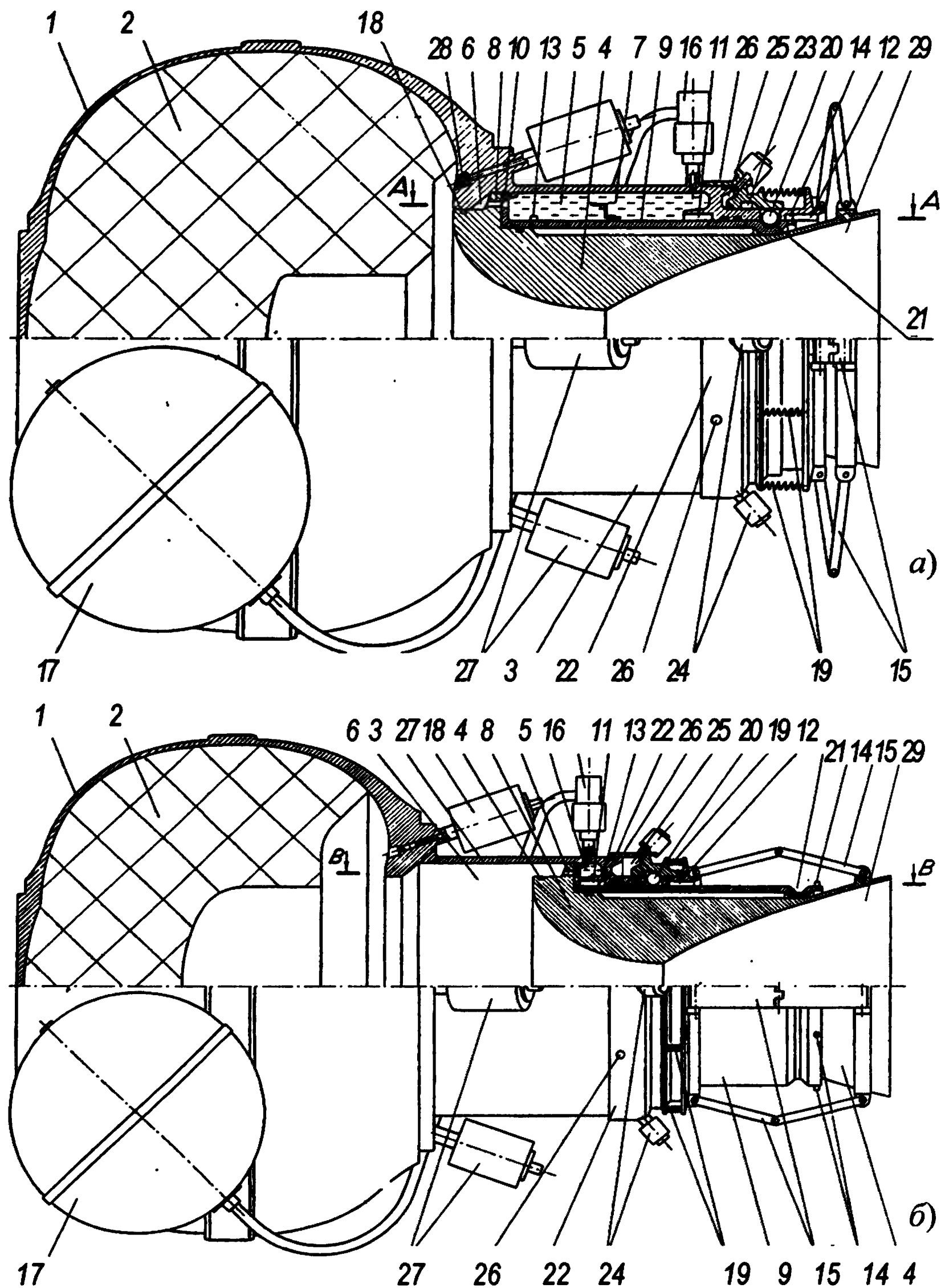
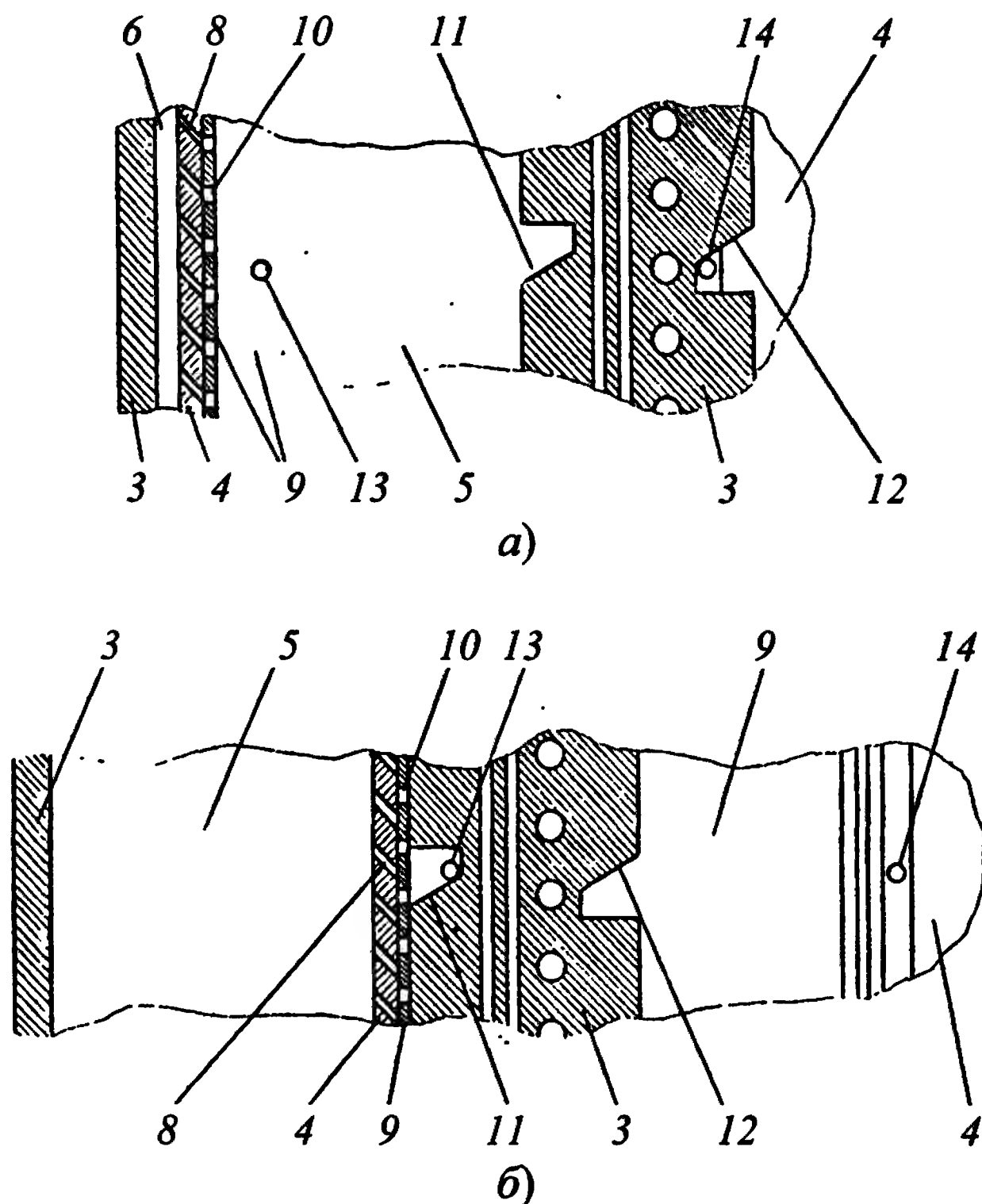


Рис. 3.32. РДТТ с узлом многократного гашения:
 а – положение 1; б – положение 2



**Рис. 3.33. Фрагменты конструкции РДТТ
с узлом многократного гашения:
а – положение 1; б – положение 2**

на порядок меньше внутрикамерного давления. В момент возникновения необходимости останова двигателя подается сигнал на срабатывание одного из пиропатронов 24. В результате давление в полости 25 повышается и происходит отжим кольца 22 (сопровожаемый сжатием пружин 19). Шарики 20 под действием дифференциального поршня 4 проваливаются в трапецевидную проточку 23, что влечет за собой расфиксацию дифференциального поршня 4. Дифференциальный поршень 4 под действием силы внутрикамерного давления начинает движение, в результате чего

давление в подпоршневой полости 5 возрастает и соответственно перекрывается обратный клапан 16. Дифференциальный поршень 4, вытесняя жидкий охладитель 7 из подпоршневой 5 в надпоршневую 6 полость стакана 3 через тангенциальные каналы 8, осуществляет авторегулируемое гашение двигателя (отсечку тяги). Заметим, что за счет создаваемой соответствующим наклоном каналов 8 тангенциальности подачи жидкости в надпоршневую полость 6 происходит закручивание струй жидкости, вихрь которых центробежными силами прижимается к стенкам надпоршневой полости 6, играющей по существу роль камеры закручивания. То есть система движущихся вместе с дифференциальным поршнем 4 тангенциальных каналов 8 и меняющаяся по длине камеры закручивания надпоршневая полость 6 образуют центробежную форсунку. На конечной стадии процесса впрыска элемент 13 доходит до направляющей 11 (см. рис. 3.33, б). Поступательное (без проворота) движение дифференциального поршня 4 обеспечивает пантограф 15. В результате взаимодействия элемента 13 с направляющей 11 при дальнейшем поступательном движении дифференциального поршня 4 происходит поворот обоймы 9 вокруг дифференциального поршня 4 (см. рис. 3.33, а). При этом повороте происходит перекрытие каналов 6. Процесс впрыска прекращается. Через некоторое время (0,05 ... 1,0 с) за счет свободного истечения через сопло 29 парогазовой смеси из камеры сгорания давление в полости корпуса 1 (т.е. в надпоршневой полости 6) снижается до нуля. Соответственно падает давление и в подпоршневой полости 5, что вызывает открытие обратного клапана 16. Жидкий охладитель благодаря наддуву бака 17 начинает поступать в подпоршневую полость 5, перемещая дифференциальный поршень 4 в исходное положение. Элемент 14 доходит до направляющей 12.

В результате взаимодействия элемента 14 с направляющей 12 при дальнейшем поступательном движении дифференциального поршня 4 происходит поворот обоймы 9 вокруг дифференциального поршня 4 (см. рис. 3.33, а). При этом повороте происходит открытие каналов 8. Одновременно с этим дифференциальный поршень 4 совмещается с посадочным местом узла герметизации 18. За время гашения газы от пиропатрона 24 истекают из отвер-

стия 26, т.е. давление в полости 25 падает до нуля. При возвращении дифференциального поршня 4 в исходное положение сжатые ранее пружины 19 отжимают шарики 20 из трапециевидной проточки 23 в канавку 21 и надвигают на них кольцо 22. Таким образом, замок фиксации и двигатель в целом возвращаются в исходное положение, готовое к следующему запуску двигателя. Следующий запуск двигателя осуществляется посредством срабатывания одной из оставшихся пусковых камер 27, и дальнейшее функционирование двигателя происходит по вышеописанному алгоритму.

Достоинством рассмотренной схемы ДМВ является малое время повторной перезарядки УГГ, позволяющее в случае необходимости сокращать длительность пауз между последовательными включениями двигателя. Уменьшение времени перезарядки обусловлено:

- заполнением жидким охладителем единой полости УГГ за один проход (т.е. без последовательного перетекания жидкости через несколько полостей с клапанами);
- воздействием давления жидкого охладителя со стороны единой гидравлической полости на всю площадь дифференциального поршня.

При конструкторской реализации рассмотренной схемы ДМВ возникают следующие проблемы:

- высокий уровень ударно-крутящих нагрузок, прикладываемых при срабатывании УГГ к обойме, направляющим элементам, пантографам, может привести к проблематичности обеспечения требуемой прочности, появлению люфтов после первого срабатывания;
- повышенное динамическое воздействие на КЛА, обусловленное высоким уровнем ударно-крутящих нагрузок;
- низкий уровень герметичности конструктивной схемы клапана на основе обоймы с отверстиями, совмещенного с узлом впрыска, обуславливает несколько повышенный расход жидкого охладителя за каждый цикл работы;
- трудности отработки потребных характеристик и режимов работы узла впрыска, неизбежно содержащего при данной конст-

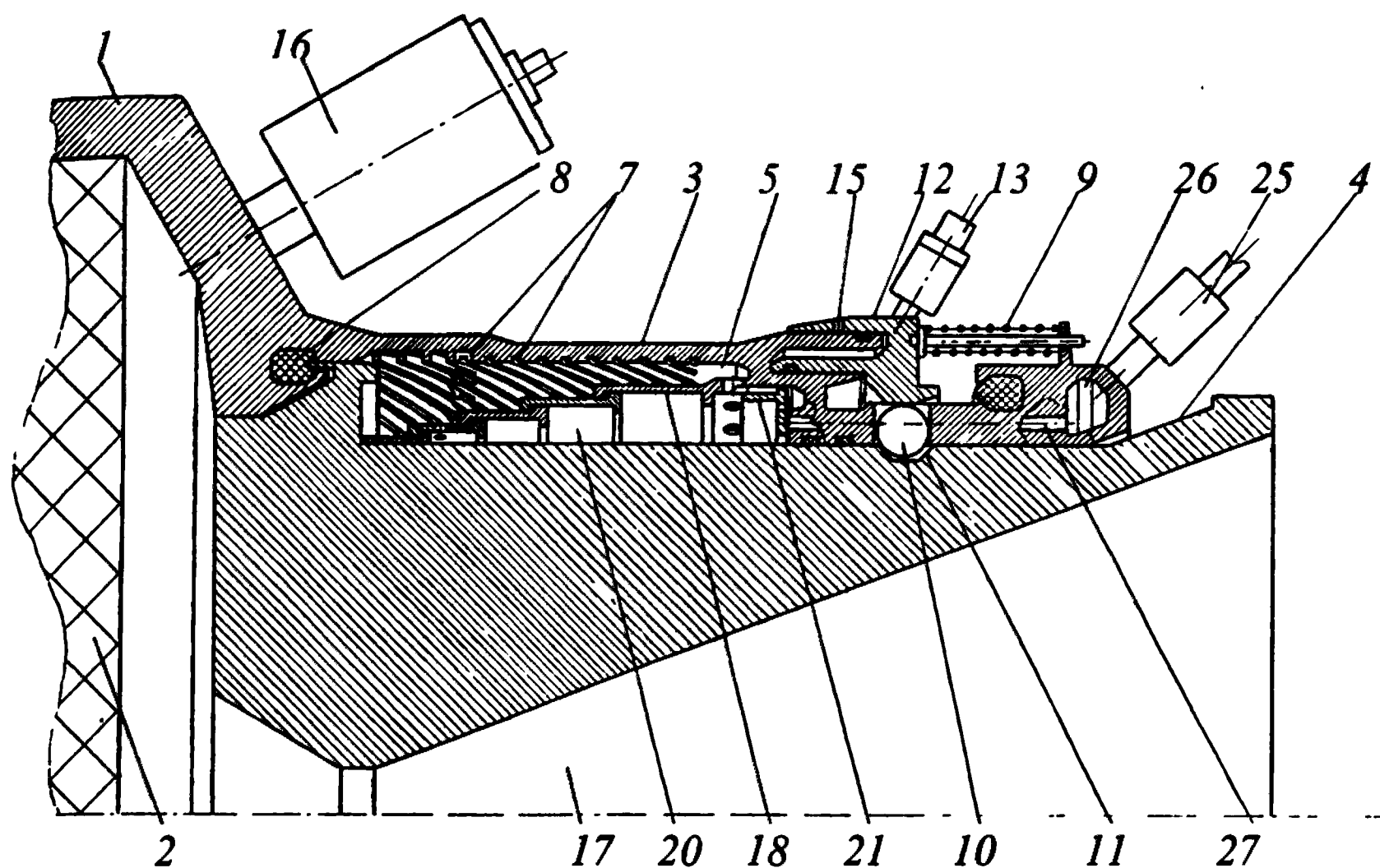
руктивной схеме гладкую криволинейную поверхность стакана (оптимальная конфигурация узла впрыска получается при нарезании на этой поверхности винтовых каналов (см. рис. 3.21 – 3.23), что для рассмотренной конструктивной схемы невыполнимо);

- недостаточный уровень экспериментальной отработки основных конструктивных узлов, закладываемых в данную схему.

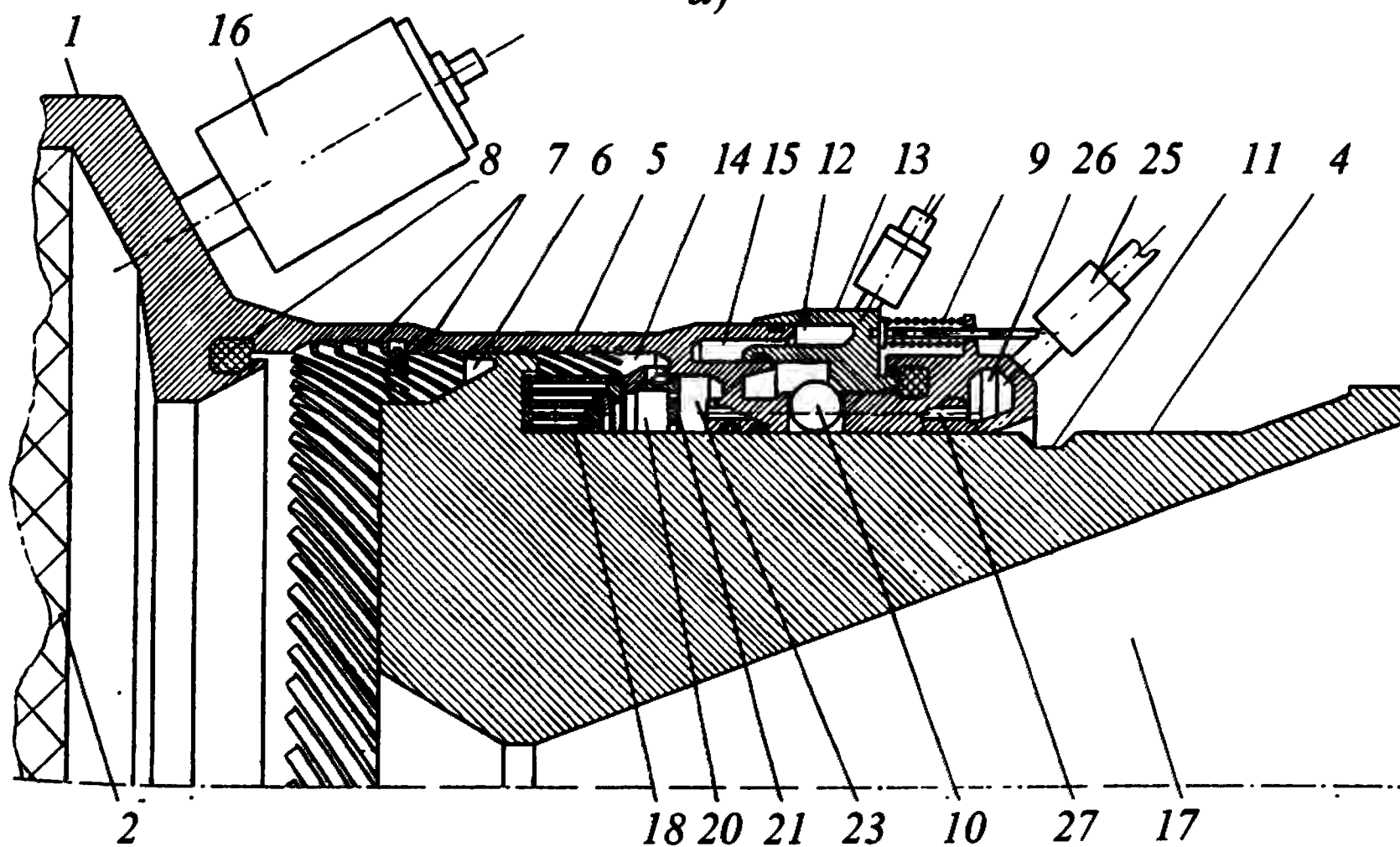
Перечисленные проблемы, с одной стороны, и накопленный задел экспериментально отработанных конструкторских решений – с другой явились базой для разработки несколько иной схемы ДМВ [56] (рис. 3.34 – 3.36).

Запуск РДТТ осуществляется при подаче сигнала на одну из пусковых камер 16. При воспламенении заряда 2 и работе двигателя дифференциальный поршень 4 относительно корпуса 1 (или стакана 3) остается неподвижным благодаря замку фиксации. Соответственно давление жидкого охладителя, находящегося в подпоршневой полости 5 стакана 3 и в остальных связанных с ней полостях 20, 23, 24, 26, равно давлению наддува бака ($\sim 0,5$ МПа), т.е. пренебрежимо мало по сравнению с внутрикамерным давлением. В момент возникновения необходимости останова двигателя подается сигнал на срабатывание одного из пиропатронов 13. В результате давление в полости 14 повышается и происходит отжим кольца 12 (сопровожаемый сжатием пружин 9).

Шарики 10 под действием дифференциального поршня 4 выдавливаются из канавки 11, что влечет за собой расфиксацию дифференциального поршня 4. Дифференциальный поршень 4 под действием силы внутрикамерного давления начинает движение, в результате чего давление в подпоршневой полости 5 возрастает. Это приводит, в свою очередь, к возрастанию давления в полости 20 гидропривода 18. Даже если к этому моменту клапан 21 случайно перекрывал радиальные окна 22, то и в этом случае возрастание давления в полости 20 гидропривода 18 и в подпоршневой полости 24 клапана 21 отжимает клапан 21 в крайнее положение, открыв при этом радиальные окна 22 (и, возможно, одновременно перекрыв каналы 27). Возрастание давления в УГГ (в полости 20) не передается в полость тонкостенного бака благодаря перекрытию каналов 27 и (или) срабатыванию обратного клапана 25.



а)

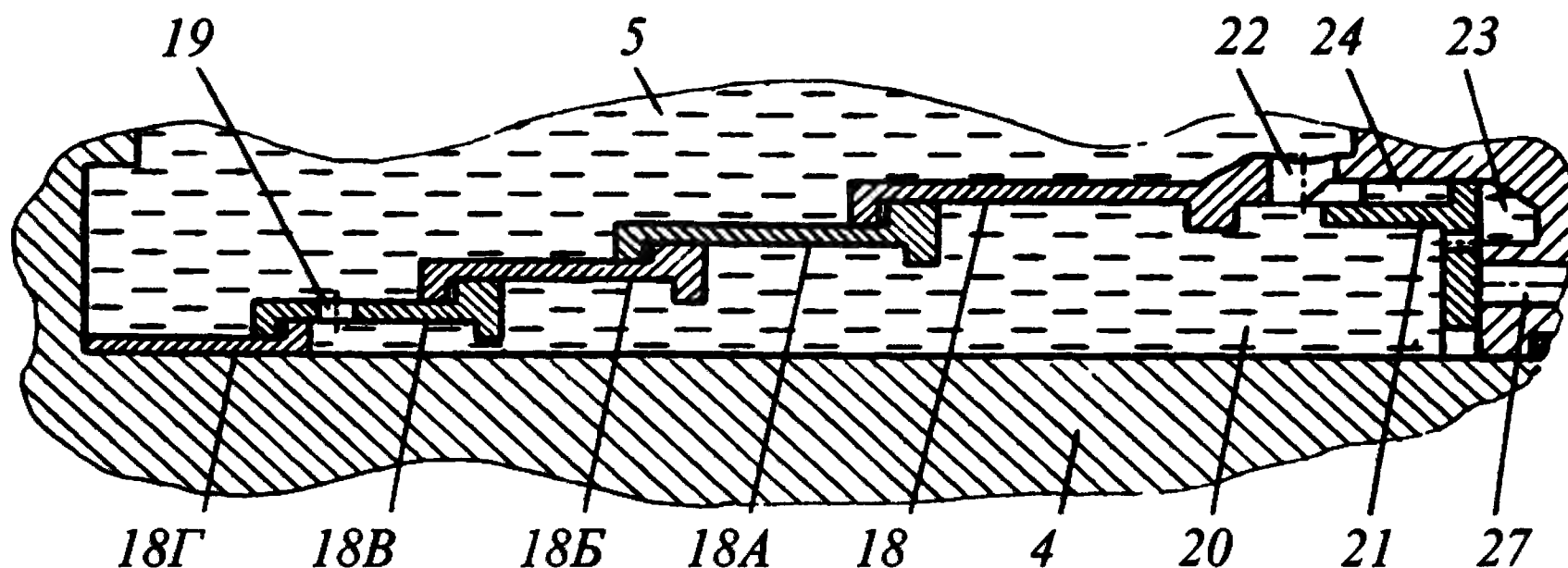


б)

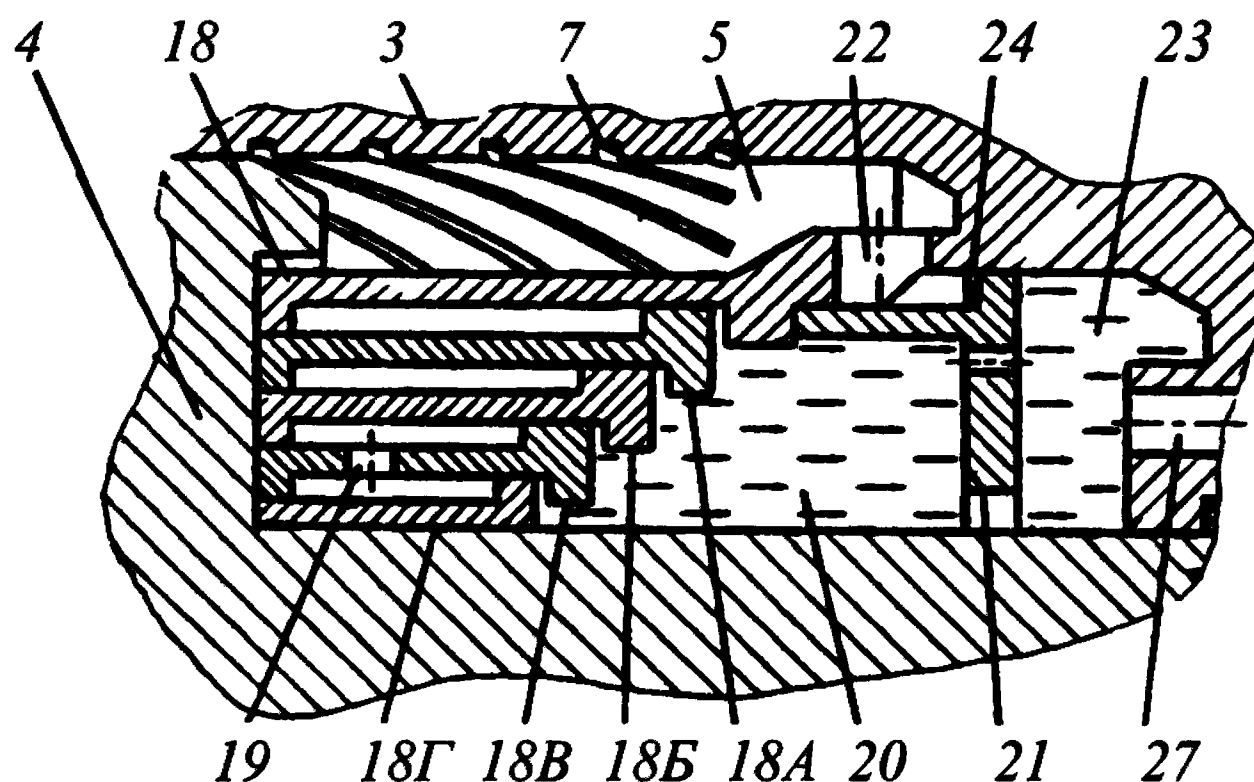
Рис. 3.34. ДМВ с телескопическими гидроцилиндрами [56]:

а – исходное положение дифференциального поршня;

б – положение дифференциального поршня после гашения



**Рис. 3.35. Телескопические гидроцилиндры ДМВ [56]
в исходном (раздвинутом) положении**



**Рис. 3.36. Телескопические гидроцилиндры ДМВ [56]
в сложенном состоянии**

Движение дифференциального поршня 4 сопровождается перетеканием жидкого охладителя из полости 20 гидропривода 18 в подпоршневую полость 5 стакана 3 через радиальные окна 22 и через радиальные отверстия 19. После вхождения гидроцилиндра 18Г в гидроцилиндр 18В происходит перекрытие радиальных отверстий 19. Однако проходная площадь открытых радиальных окон 22 такова, что наличие гидропривода 18 почти не оказывает влияния на динамику движения дифференциального поршня 4.

Дифференциальный поршень 4, вытесняя (впрыскивая) жидкий охладитель через винтовые каналы 7 из подпоршневой 5 в надпоршневую 6 полость стакана 3, осуществляет гашение двигателя (отсечку тяги). Через некоторое время (0,05 ... 1,0 с) давление в полости корпуса 1 (т.е. в надпоршневой полости 6) снижается до нуля за счет свободного истечения парогазовой смеси из камеры сгорания в вакуум (космическое пространство). Соответственно падает давление в подпоршневой полости 5 стакана 3, в полости 20 гидропривода 18 и в кольцевой подпоршневой полости 24 клапана 21.

Жидкий охладитель, находящийся в баке, благодаря давлению наддува ($\sim 0,5$ МПа) этого бака открывает обратный клапан 25. При этом клапан 21 тем же давлением наддува, передавшимся через продольные каналы 27 в его надпоршневую полость 23, отжимается в свое крайнее положение, перекрывая тем самым радиальные окна 22.

Ввиду того что давление в кольцевой подпоршневой полости 24 при этом остается равным нулю, неуравновешенная (на величину площади кольца подпоршневой полости 24) сила давления наддува удерживает клапан 21, выполненный в виде дифференциального поршня, в отжатом состоянии. Это обеспечивает герметизацию (отделение) полости 20 гидропривода 18 от подпоршневой полости 5 стакана 3.

Давление наддува бака, коллектора 26, полости 20 гидропривода 18, воздействуя на гидроцилиндры гидропривода 18, обеспечивает их последовательное выдвижение. Последовательность выдвижения гидроцилиндров следующая: первым выдвигается большой гидроцилиндр 18А, следующим – меньший гидроцилиндр 18Б, затем – 18В и т.д. Выдвижение гидроцилиндров обеспечивает перемещение дифференциального поршня 4 к своему исходному положению. Полость 20 при этом находится под давлением наддува бака ($\sim 0,5$ МПа), а давление в подпоршневой полости 5 стакана 3 равно давлению окружающей среды (т.е. нулю). Непосредственно перед занятием дифференциальным поршнем 4 своего исходного положения, при выдвижении последнего гидроцилиндра 18Г, в предпоследнем гидроцилиндре открываются радиальные отверстия 19.

Жидкий охладитель из полости 20 через открывшиеся отверстия 19 под давлением наддува устремляется в подпоршневую полость 5 и полностью ее заполняет. При этом давление в подпоршневой полости 5 стакана 3, а также в сообщенной с ней подпоршневой полости 24 клапана 21 выравнивается с давлением в полостях 20 и 23. Таким образом, исчезает сила, действовавшая на клапан 21, который вследствие своего подпружинивания гарантированно открывает радиальные окна 22. После перемещения в исходное положение дифференциальный поршень 4 совмещается (прижимается давлением жидкого охладителя) с посадочным местом узла герметизации 8. За время гашения газы от пиропатрона 13 истекают из отверстия 15, т.е. давление в полости 14 падает до нуля. При возвращении дифференциального поршня 4 в исходное положение возвратные элементы 9 (сжатые ранее пружины) отжимают кольцом 12 шарики 10 в канавку 11 и надвигают на них кольцо 12. Таким образом, замок фиксации и двигатель в целом возвращаются в исходное положение, готовое к следующему запуску двигателя. Следующий запуск двигателя осуществляется посредством срабатывания одной из оставшихся пусковых камер 16, и дальнейшее функционирование двигателя происходит по вышеописанному алгоритму.

К достоинствам представленной схемы относится то, что управляющее воздействие на клапан производится гидравлическим путем. Это позволяет исключить из конструктивной схемы сложные механические направляющие элементы, участвующие в неравномерном сложном вращательно-поступательном движении, и избавиться от ударно-крутящих нагрузок. Все элементы конструкции этой схемы совершают простые возвратно-поступательные движения. Разделение управляющего клапана и узла впрыска на отдельные конструктивные узлы создает оптимальные условия как для надежной работы клапана, так и для обеспечения требуемой гидродинамики впрыска.

Определенный интерес [97] представляет вопрос возможности и целесообразности варьирования массой, повторно впрыскиваемой при гашении жидкости. Она зависит от свободного объема камеры (точнее, от массы горячих газов, пропорциональной про-

изведению pW) и площади открытой поверхности ТЗП. Объем и мощность УГГ рассчитываются на максимальную порцию жидкости. В то же время рассмотренная конструктивная схема при незначительных доработках позволяет варьировать при работе массой впрыскиваемой жидкости. Оценим возможный выигрыш массы снаряженного ДМВ с «экономичным» УГГ по сравнению с «жестким» УГГ. При проектировании «экономичного» УГГ необходимо знать максимально возможное значение свободного объема камеры ДМВ на момент первого гашения, которое в самом общем случае может составлять 0,15...0,99 объема пустой камеры ДМВ, равного 1. При анализе назначения КЛА, его конкретной программы полета и формировании требований к облику ДМВ можно назвать разумные ограничения на этот диапазон. Например, в табл. 3.1 представлены два таких варианта, первый из которых (пессимистический) предполагает, что первое гашение ДМВ производится не позднее выгорания 75 % объема камеры.

Оптимистический вариант предполагает, что первое гашение производится в самом начале работы ДМВ (не позднее выгорания 30 % объема камеры).

3.1. Потребный расход впрыскиваемой жидкости для различных вариантов узлов гидрогашения

Номер гашения	Предполагаемый свободный объем камеры на момент гашения		Масса порции впрыскиваемой жидкости		
			«Жесткий» УГГ	«Экономичный» УГГ	
	Вариант П	Вариант О		вариант П	вариант О
1	0,75	0,3	1	0,8	0,35
2	0,80	0,38	1	0,84	0,48
3	0,85	0,46	1	0,88	0,61
4	0,90	0,64	1	0,92	0,74
5	0,95	0,82	1	0,96	0,87
6	1	1	1	1	1
Суммарный выигрыш, %			0	10	32,5
Обозначения: П – пессимистический вариант; О – оптимистический вариант.					

Уменьшение массы запаса жидкости на 10 % в пессимистическом варианте и на 32,5 % в оптимистическом варианте повлечет за собой уменьшение массы бака за счет уменьшения его размеров. Это уменьшение частично парируется некоторым увеличением массы УГГ за счет его доработки для экономичного расхода жидкости. Поэтому в первом приближении уменьшением массы конструкции можно пренебречь. Если масса всех порций жидкости составляет ~20 % массы конструкции ДМВ, то максимальный выигрыш по массовому совершенству ДМВ с «экономичным» УГГ не превышает 6,5 %. При этом следует учитывать, что данный гипотетический выигрыш сопряжен с наложением существенных ограничений на циклограмму работы ДМВ и ведет к усложнению отработки ДМВ. Вопрос отработки «экономичного» УГГ имеет смысл ставить только на последующих этапах, в качестве модернизации уже существующих ДМВ.

Так как ДМВ с УГГ включается и гасится несколько раз (3 ... 5 и более), то хранение нескольких порций жидкости и системы ее подачи на борту летательного аппарата увеличивает стартовую массу двигательной установки. Впрочем, это компенсируется возможностью применения в ДМВ с узлом гидрогашения высокоэнергетичных топлив, использование которых в других типах управляемых ЭУТ с регуляторами, подверженными тепловому воздействию продуктов сгорания, проблематично. Повышенная масса расходующихся материалов ДМВ с УГГ приводит к поиску альтернативных схем, примером которых является схема ДМВ с устройством вскрытия окон (УВО) [47], не требующим использования расходующихся материалов (рис. 3.37).

При многократном гашении двигателя посредством вскрытия окон должны обеспечиваться следующие условия:

- суммарная проходная площадь окон должна существенно (в десятки раз) превышать площадь критического сечения сопла;
- время вскрытия окон должно быть минимальным (не более 0,003 ... 0,010 с);
- УВО должно выдерживать динамические (ударные) нагрузки и обеспечивать плавное торможение заслонки, обладающей большой кинетической энергией;

- УВО должно возвращать двигатель в исходное состояние, обеспечивающее возможность повторного запуска.

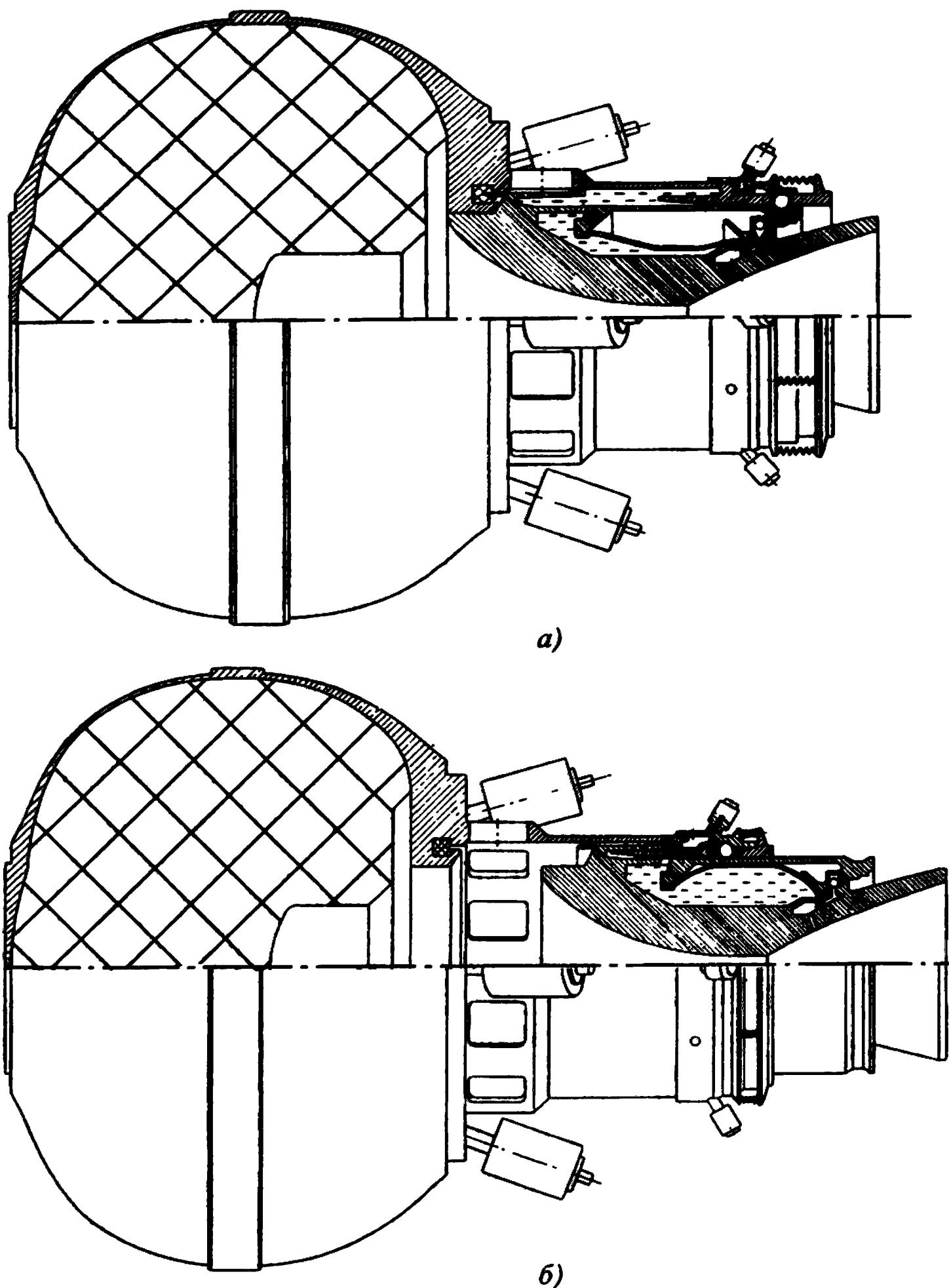


Рис. 3.37. ДМВ с устройством вскрытия окон:
а — в исходном состоянии; *б* — в процессе открытия окон

Наиболее полно перечисленные условия способны выполнять артиллерийские устройства отката-наката, высокая надежность которых подтверждена в самых экстремальных ситуациях. Реализующий основные принципы этих устройств ДМВ с УВО не требует расходных материалов. В каждом цикле работы двигателя используется перетекание одной и той же порции жидкости в двух направлениях. При гашении перетекание жидкости из гидравлической подпоршневой полости в ресивер управляет динамикой движения дифференциального поршня. Время разгона поршня (т.е. время вскрытия окон) минимально ввиду свободного перетекания жидкости через радиальные отверстия, сообщавшие подпоршневую полость с ресивером. При дальнейшем движении поршня выполненные на нем радиальные отверстия частично перекрываются козырьком, на который при своем движении надвигается дифференциальный поршень. В результате дросселирования (перетекания) жидкости через частично перекрытые радиальные отверстия дифференциальный поршень тормозится. После спада давления в камере сгорания газовая подушка ресивера, вытесняя жидкость в обратном направлении, возвращает УВО в исходное положение. Наддув газовой подушки ресивера до необходимого значения (0,3 ... 0,6 МПа) может быть реализован посредством того, что ресивер газосвязан через обратный клапан с газовым трактом сопла. Узлы фиксации дифференциального поршня и узлы воспламенения аналогичны ранее рассмотренному ДМВ с УГГ. Многоузловый узел герметизации вскрываемых окон работает в более жестких условиях по сравнению с аналогичным узлом УГГ: несмотря на свое экранирование, он периодически подвергается нагреву в момент вскрытия окон и не имеет жидкостного охлаждения. Если особые требования к надежности узла герметизации УГГ не предъявляются (кратковременная разгерметизация допустима), то малейшая разгерметизация УВО приводит к катастрофическим последствиям.

Вопрос надежности гашения посредством УВО для различных топлив требует специального исследования. Отметим, что после гашения заряда посредством УВО тепловое состояние камеры является более жестким по сравнению с условиями гидрогашения.

Вместе с тем самовоспламенение заряда в вакууме (после гашения в камере отсутствует парогазовая смесь или продукты сгорания) затруднено ввиду оттока газифицируемых продуктов разложения от поверхности заряда и отсутствия конвективного теплообмена. Выбор марки топлива для ДМВ с УВО является отдельной проблемой. Известны топлива типа состава принудительного горения (СПГ), характеризующиеся тем, что они могут гореть только при подводе к ним источника тепла, например теплового ножа. Однако энергетические характеристики таких топлив сравнительно низки.

3.5. ПРОБЛЕМЫ, СВЯЗАННЫЕ С МНОГОРАЗОВЫМ ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЗАРЯДОВ, ЭЛЕМЕНТОВ ТЕПЛОЗАЩИТЫ, КОНСТРУКЦИОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Конструкция РДТТ работает в условиях интенсивных тепловых нагрузок и в то же время не имеет систем принудительного охлаждения, используемых в ЖРД. Поэтому большую долю конструкции РДТТ занимают расходующиеся (коксуемые, сублимируемые, уносимые) материалы. Неравномерный (по глубине) прогрев многослойных конструкций приводит к большим, превышающим предел напряжений, обусловленным тепловыми деформациями. В процессе своей работы, а также дальнейшего догорания раскаленных участков конструкция большинства РДТТ подвергается необратимым процессам, не допускающим повторного использования РДТТ. Создание ЭУ многократного включения немыслимо без проведения комплекса мероприятий по защите элементов конструкций и теплозащиты от необратимых процессов. Рассмотрим особенности многоразового использования отдельных элементов РДТТ.

При гашении заряда могут наблюдаться отклонения формы поверхности горения от теоретической, вызванные отклонениями при работе двигателя из-за неоднородности процесса гашения. Это отклонение влечет за собой соответствующее изменение внутренней баллистики при последующем запуске. Необходимо, чтобы гашение не приводило к механическим повреждениям заряда. Ес-

ли гашение двигателя осуществляется впрыском жидкого охладителя, то в поверхностном слое заряда могут наблюдаться физико-химические изменения, характеризуемые растворением зерен окислителя. Эти изменения, наряду с возможным наличием остатков жидкого охладителя, могут затруднять процесс повторного воспламенения заряда.

Количество теплоты, остающееся в теплозащитном покрытии при отсечке тяги, по возможности должно быть минимальным. В противном случае аккумулированное в них тепло будет приводить к процессам перераспределения тепла по толщине ТЗП и, как следствие, к деструкции в течение длительного времени после гашения, существенно уменьшая живую толщину покрытия. С этой точки зрения при многократном использовании ТЗП наиболее предпочтительным является гашение впрыском жидкого охладителя, исключающее дальнейшие процессы разложения в ТЗП, а также подбор материала ТЗП, минимально накапливающего тепло.

Если вода с резиноподобными материалами ТЗП в химические реакции не вступает, то другие типы охладителей при длительном контакте с ТЗП могут воздействовать на него негативно. При гашении весьма вероятны процессы разрушения коксового слоя. Суммарная потребная толщина ТЗП должна рассчитываться только исходя из живого сечения остающегося ТЗП, причем с большим коэффициентом запаса. Теплозащитные покрытия не должны содержать материалов, склонных к растрескиванию при температурных колебаниях.

Воспламенение многократно включаемого двигателя по сравнению с обычными РДТТ требует увеличения мощности устройств воспламенения ввиду того, что:

- в двигателе отсутствует сопловая заглушка и давление в камере сгорания космического двигателя равно давлению окружающей среды, т.е. нулю (воспламенение в условиях вакуума является затруднительным);
- объем камеры сгорания ввиду частичного выгорания заряда является увеличенным;

- для повторного воспламенения к поверхности заряда необходимо подводить большее количество тепла ввиду произошедших при гашении физико-химических изменений поверхностного слоя заряда;

- в объеме камеры сгорания и в пористом прококсованном слое ТЗП может находиться неиспарившийся охладитель.

Устройства воспламенения, предназначенные для последующих запусков, необходимо надежно защищать от теплового воздействия при работе двигателя с целью исключения их несанкционированного срабатывания.

Не следует допускать несанкционированного изменения геометрических параметров критических вкладышей, так как изменение этих параметров при работе влияет на внутрибаллистические характеристики ЭУ даже при одноразовом включении. С другой стороны, критические вкладыши работают в наиболее тяжелых условиях, подвержены большим тепловым нагрузкам и эрозионному воздействию.

Наиболее распространенные типы критических вкладышей:

- вкладыши с нормированным разгаром, выполненные из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ);
- вкладыши, в которых теплоаккумулирующая армировка защищена эрозионно-стойкой облицовкой из тугоплавкого сплава (или керамики);
- вкладыши с различными типами охлаждения.

Для РДТТ многоразового включения, казалось бы, более предпочтителен из-за однородности структуры и конструктивной простоты первый тип вкладышей из УУКМ. Клеевые стыки вкладышей из УУКМ следует проектировать таким образом, чтобы коксование стыков в процессе работы не приводило к нарушению работоспособности вкладыша.

Если суммарное время работы многократно включаемой ЭУ составляет несколько десятков секунд и более, то изменение ВБХ вследствие большого разгара критического вкладыша может вносить ограничения на использование вкладышей из УУКМ. Это, в частности, относится к перезаряжаемым ЭУ, рассматриваемым в следующей главе, например к МГД-генераторам.

В связи с требованиями неизменности ВБХ следует применять второй тип вкладышей с эрозионно-стойкой облицовкой. С применением таких вкладышей связан ряд проблем. При первом тепловом нагружении критического вкладыша нагревающаяся облицовка расширяется быстрее и в большей степени, чем теплоаккумулирующая армировка. В итоге их взаимодействия в облицовке появляются кольцевые сжимающие напряжения, выходящие за пределы упругой деформации. В результате полученной пластической деформации при остывании вкладыша между облицовкой и теплоаккумулирующей армировкой появляется зазор существенной величины (1 мм и более). Повторное тепловое нагружение вкладыша сдвигающейся в пределах полученного зазора облицовкой довольно опасно. Охрупчивание облицовки при первом тепловом нагружении еще больше снижает надежность вкладыша при повторном нагружении. Например, получаемая методом порошковой металлургии облицовка из псевдосплава ВНДС-1 благодаря содержанию меди имеет удовлетворительный набор физико-механических свойств во всем диапазоне рабочих температур при одноразовом нагружении, сохраняющийся в течение большого промежутка времени: быстрое (в течение 20 ... 30 с) выпаривание меди (90 % и более) не влечет за собой негативных последствий, так как обедненный медью ВНДС-1 сохраняет свои физико-механические свойства практически на прежнем уровне (но только лишь в области рабочей температуры $T < 2000$ К). Однако при остывании облицовки ниже 1500 К обедненный медью ВНДС-1 становится очень хрупким. Критический вкладыш по патенту США № 3200585 (рис. 3.38) остается работоспособным при многократном нагружении. Эрозионно-стойкая облицовка выполнена в виде пакетного набора разрезных шайб. За счет разреза каждая шайба индивидуально реагирует на тепловую нагрузку без возникновения существенных термических напряжений и нарушения конструктивной целостности составной облицовки.

Для перезаряжаемого МГД-генератора, имеющего многократно-периодический режим работы (рассмотрен в гл. 6), проблема многократности использования критического вкладыша с облицовкой усугубляется тем, что критическое сечение и следующий за МГД-канал должны иметь прямоугольную форму.

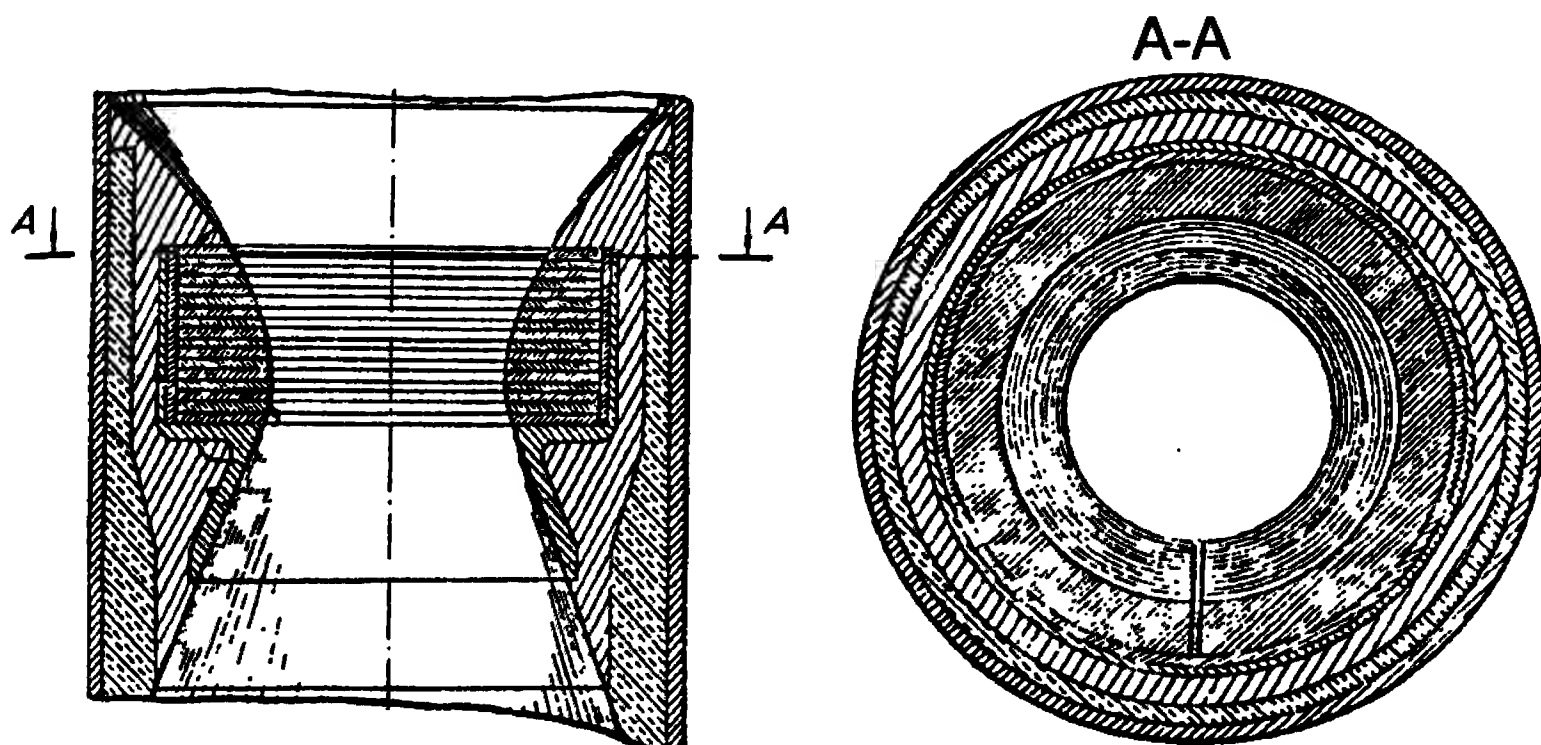


Рис. 3.38. Вкладыш критического сечения сопла по патенту США № 3200585

Конструкция многоразового (т.е. работающего в условиях переменных тепловых нагрузок) критического вкладыша (элемента тракта высокотемпературного потока) для МГД-генератора, имеющего прямоугольное проходное сечение, представлена на рис. 3.39.

Элемент тракта высокотемпературного потока [49] состоит из осесимметричного корпуса 1 с установленными по его торцам упорными шпангоутами 2 и 3. Внутренняя поверхность корпуса 1 и упорные шпангоуты 2 и 3 защищены теплоизоляцией 4. Внутри корпуса 1 между упорными шпангоутами 2 и 3 размещена теплоаккумулирующая армировка, выполненная в виде наборного пакета дисков 5 и 6, которые изготовлены из УУКМ и имеют наружный диаметр, меньший внутреннего диаметра теплоизоляции 4 на величину, превосходящую возможные радиальные термические деформации дисков 5 и 6, тем самым образуя зазор 7. Диски 5 и 6 в пакете фиксируются между собой посредством продольных штифтов 8. В дисках 5 и 6 выполнены четырехгранные осевые отверстия, ступенчато отличающиеся по своей величине. Например, в диске 5 выполнено отверстие меньшего размера, а в соседнем ему диске 6 – отверстие большего размера. В каждом центральном четырехгранном отверстии теплоаккумулирующих дисков 5 и 6 размещен слой эрозионно-стойкой облицовки, состоящий: в меньших

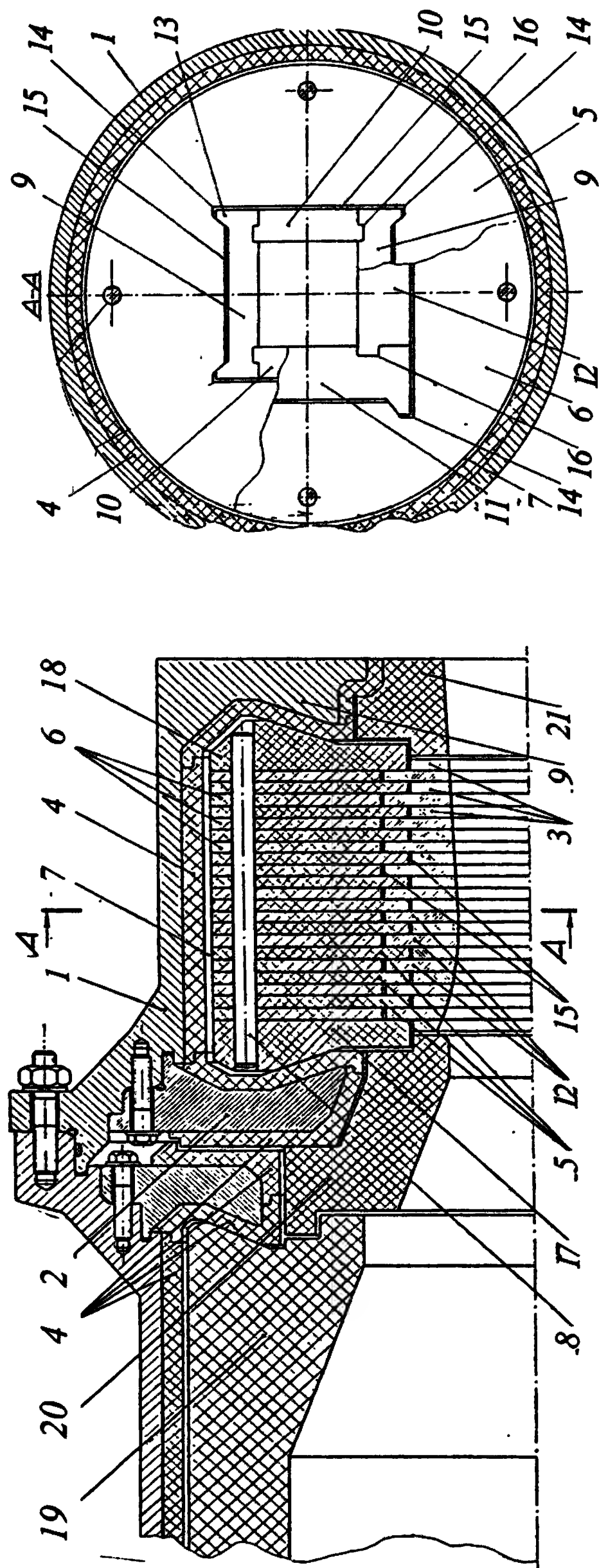


Рис. 3.39. Конструкция многоразового критического вкладыша
прямоугольного сечения для МГ Д-генератора

отверстиях дисков 5 из узких пластин 9 и 10, в больших отверстиях дисков 6 из широких пластин 11 и 12.

Слой, размещенный в диске 5, состоит из длинных узких (охватывающих) пластин 9 и коротких узких (охватываемых) пластин 10. На внешних гранях длинных пластин 9 выполнены упоры 13. Контактные поверхности двух упоров 13, принадлежащих одной пластине 9, скошены навстречу друг другу под углом, соответствующим траектории перемещения упоров 13 вследствие термических деформаций периметра облицовки (т.е. комплекса, состоящего из пластин 9 и 10), но бóльшим угла трения контактной пары материалов облицовки (пластин 9 и 10) и армировки (дисков 5). В гранях центрального отверстия диска 5 выполнены ответные упорам 13 пазы 14. Аналогично в дисках 6 выполнены ответные упору 13, принадлежащему длинным широким пластинам 11, пазы 14. Остальное в плоскости слоя (т.е. диска 5) не занятое упорами 13 пространство между облицовкой (пластинами 9 и 10) и армировкой (диском 5) представляет собой зазор 15, величина которого определяется максимально возможными термическими расширениями пластин 9 и 10 и дисков 5 (т.е. так, чтобы в нагретом состоянии зазор 15 выбирался бы). Контакт между соседними в эрозивно-стойком слое пластинами 9 и 10 выполнен в виде фиксаторов 16, препятствующих взаимному смещению (проскальзыванию) пластин 9 и 10 в слое.

Структура слоя, размещенного в соседнем диске 6, аналогична описанной структуре слоя в диске 5, однако с целью перекрытия возможных щелей длинные широкие пластины 11 расположены развернутыми вокруг оси тракта на 90° относительно узких длинных пластин 9 в соседнем слое диска 5. Соответственно развернуты и короткие широкие пластины 12.

Контактная поверхность упорных шпангоутов 2 и 3 выполнена конической под углом, определяемым траекторией перемещения внешних периметров крайних дисков 17 и 18 пакета теплоак-

кумулятирующей армировки, соответствующей векторной сумме перемещений от термических расширений пакета по радиусу и длине.

Вкладыши 19, 20 образуют дозвуковую часть газового тракта. Сверхзвуковой МГД-канал начинается с вкладыша 21.

Чрезмерный перегрев эрозионно-стойкой облицовки предотвращается надежным теплоотводом в диски 5 и 6 теплоаккумулирующей армировки следующим образом: тепло из широких пластин 11 и 12 через часть их боковой поверхности, контактирующей с дисками 5 соседних слоев, уходит в эти теплоаккумулирующие диски 5, а часть этого тепла из дисков 5 по их боковой поверхности переходит в расположенные между ними диски 6. Из греющихся до несколько большей температуры узких пластин 9 и 10 тепло сначала переходит по их боковой поверхности в контактирующие с ними широкие пластины 11 и 12, а затем тем же путем в диски 5 и 6. Небольшая часть теплового потока приходится и на контактные кососрезанные поверхности упоров 13.

УПРАВЛЕНИЕ ОСЕВОЙ ПРОЕКЦИЕЙ ТЯГИ

Управление проекцией тяги осуществляется за счет поворота вектора тяги (сопла или всего двигателя) вокруг оси, не совпадающей с направлением тяги. При первом взгляде управление проекцией тяги кажется наиболее эффективным по глубине регулирования (возможны даже обнуление тяги и ее реверс), простым и надежным (управление не связано с воздействием на внутрикамерные процессы) и универсальным (управление как величиной, так и направлением результирующего вектора тяги может осуществляться одними и теми же исполнительными устройствами) способом оперативного управления. Более внимательное его рассмотрение поясняет причины существенного ограничения областей эффективного применения этого способа. Главным ограничивающим фактором широкого использования способа управления проекцией тяги является непроизводительный расход топлива на режимах пониженной тяги. Поэтому о рациональном применении этого способа можно говорить только в том случае, когда требуемая циклограмма работы предусматривает отношение полного располагаемого суммарного импульса тяги к фактически требуемому, близкое к единице (т.е. относительное время работы на режимах пониженной тяги должно быть мало). Проиллюстрируем это следующими рассуждениями.

Значение реализованного удельного импульса результирующей тяги по той оси летательного аппарата, вдоль которой производится управление модулем тяги $I_{уд}^{ос}$, зависит от располагаемого (т.е. направленного вдоль оси сопла) удельного импульса $I_{уд}^{соп}$ следующим образом:

$$I_{уд}^{ос} = \frac{\int P^{ос} dt}{M_{топ}} = n I_{уд}^{соп},$$

где n — коэффициент полноты использования располагаемого (максимально возможного, т.е. при нулевом положении сопл)

суммарного импульса тяги, $n = \frac{\int P^{\text{ос}} dt}{\int P^{\text{соп}} dt} < 1$. Баллистическую эф-

фективность ракетного двигателя в первом приближении можно оценить выражением

$$K_6 = \frac{I_{\text{уд}}^{\text{ос}}}{1 + \alpha} = n \frac{I_{\text{уд}}^{\text{соп}}}{1 + \alpha}.$$

На рис. 4.1 дана зависимость коэффициента баллистической эффективности от n для ЭУТТ с управлением проекцией тяги с достаточно хорошими располагаемыми энергомассовыми характеристиками ($I_{\text{уд}}^{\text{соп}} = 2500$; $\alpha = 0,1$). Для ЭУТТ с управлением величиной тяги баллистическая эффективность от коэффициента полноты использования располагаемого суммарного импульса тяги (он всегда равен единице) практически не зависит (рис. 4.1), эти ЭУТТ даже при сравнительно худшем энергомассовом совершенстве ($I_{\text{уд}}^{\text{соп}} = 2000$; $\alpha = 0,4$) имеют преимущество во всем практически важном для задач управления диапазоне значений n .

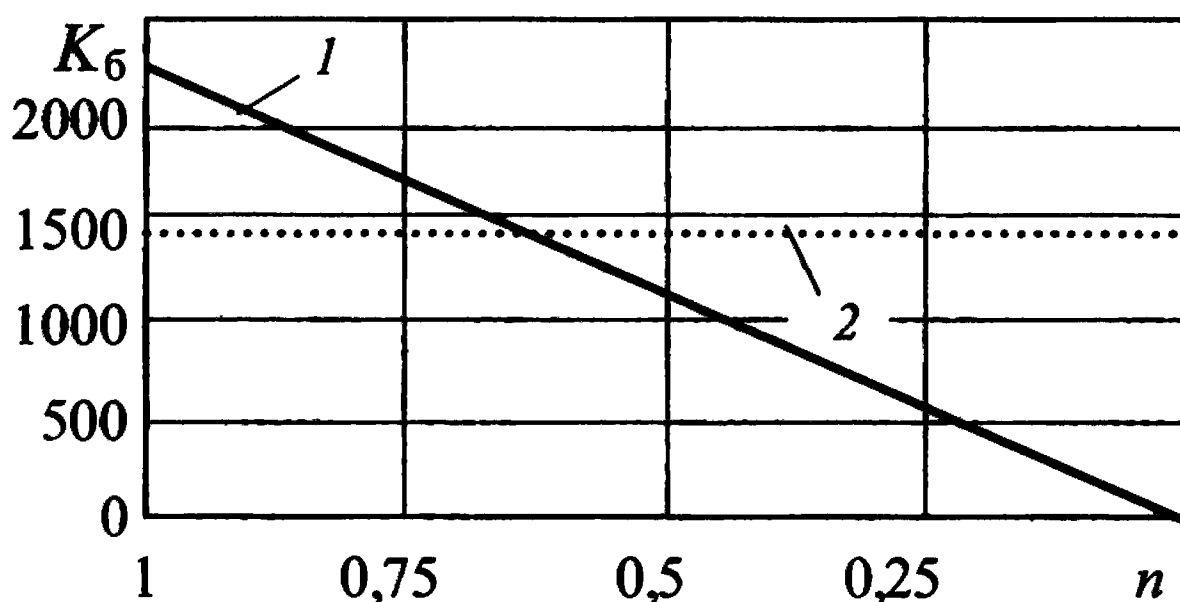


Рис. 4.1. Зависимость баллистической эффективности от заданного коэффициента полноты использования располагаемого суммарного импульса тяги n :

1 — управление проекцией тяги; 2 — управление величиной тяги

С учетом того что непроизводительно расходуемое топливо к тому же является «полезным» грузом для нижних ступеней ракеты (на рис. 4.1 не отражено), рациональная область использования управления проекцией тяги смещается в сторону $0,8 < n < 1$. Такое высокое значение n противоречит продекларированному в начале главы тезису о легкой возможности существенного увеличения глубины регулирования. Управление проекциями тяг скорее годится для маршевых РДТТ для управления направлением тяги (если еще будет доказано преимущество перед другими органами управления) или при незначительной адаптации к условиям полета, корректировке разбросов. Тем не менее при выборе схемы управляемой ЭУТТ на первоначальных стадиях ее разработки способ управления проекцией тяги, обладающий рядом достоинств, должен всесторонне рассматриваться и сопоставляться с другими способами. Для некоторых типов заданных циклограмм работы двигательную установку возможно составить из нескольких РДТТ, объединенных в блок, часть из которых (или все) имеют управление проекцией тяги. РДТТ имеют различные времена работы и запускаются в определенной последовательности. Это позволяет в несколько раз повысить значения n для каждого из РДТТ (т.е. отдельно для РДТТ больших и малых тяг) по сравнению с единым РДТТ, переходящим на пониженную тягу. Такое решение увеличивает баллистическую эффективность двигательной установки за счет уменьшения непроизводительного расхода топлива. Командное уменьшение K_6 при работе (т.е. по сравнению с располагаемым значением) обоснованно в тех случаях, когда одноразовое уменьшение (вплоть до обнуления) тяги осуществляется с целью регулирования (в сторону уменьшения) дальности стрельбы (аналогично разовым устройствам отсечки тяги), так как максимальное значение требуемого коэффициента баллистической эффективности K_6 в этом случае будет равно его располагаемому значению. Во всех остальных случаях, когда уменьшение тяги производится с целью совершения маневра, требуются неоднократные переходы с большой тяги на малую и обратно, уменьшение K_6 необоснованно, так как максимальное значение требуемого K_6 заведомо меньше его располагаемого значения.

4.1. УПРАВЛЕНИЕ ОСЕВОЙ ПРОЕКЦИЕЙ ТЯГИ ПОСРЕДСТВОМ ВЕРНЬЕРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Наиболее логичным, простым и надежным способом управления осевой проекцией тяги при составлении двигательной установки из нескольких (например, четырех) двигателей является поворот по командам системы управления этих двигателей вокруг какой-либо оси, образующей с вектором тяги этого двигателя некоторый угол. Такие двигатели называются верньерными. Идея управления посредством поворота всего РДТТ принадлежит Кибальчичу (1881 г.). Практическое использование верньерных двигателей началось с БРСД РТ-1 (8К95). Впрочем, главным назначением этих, как и подавляющего большинства всех известных верньерных двигателей, является управление направлением тяги (в основном в качестве двигателей крена). Схемы верньерных двигателей представлены на рис. 4.2.

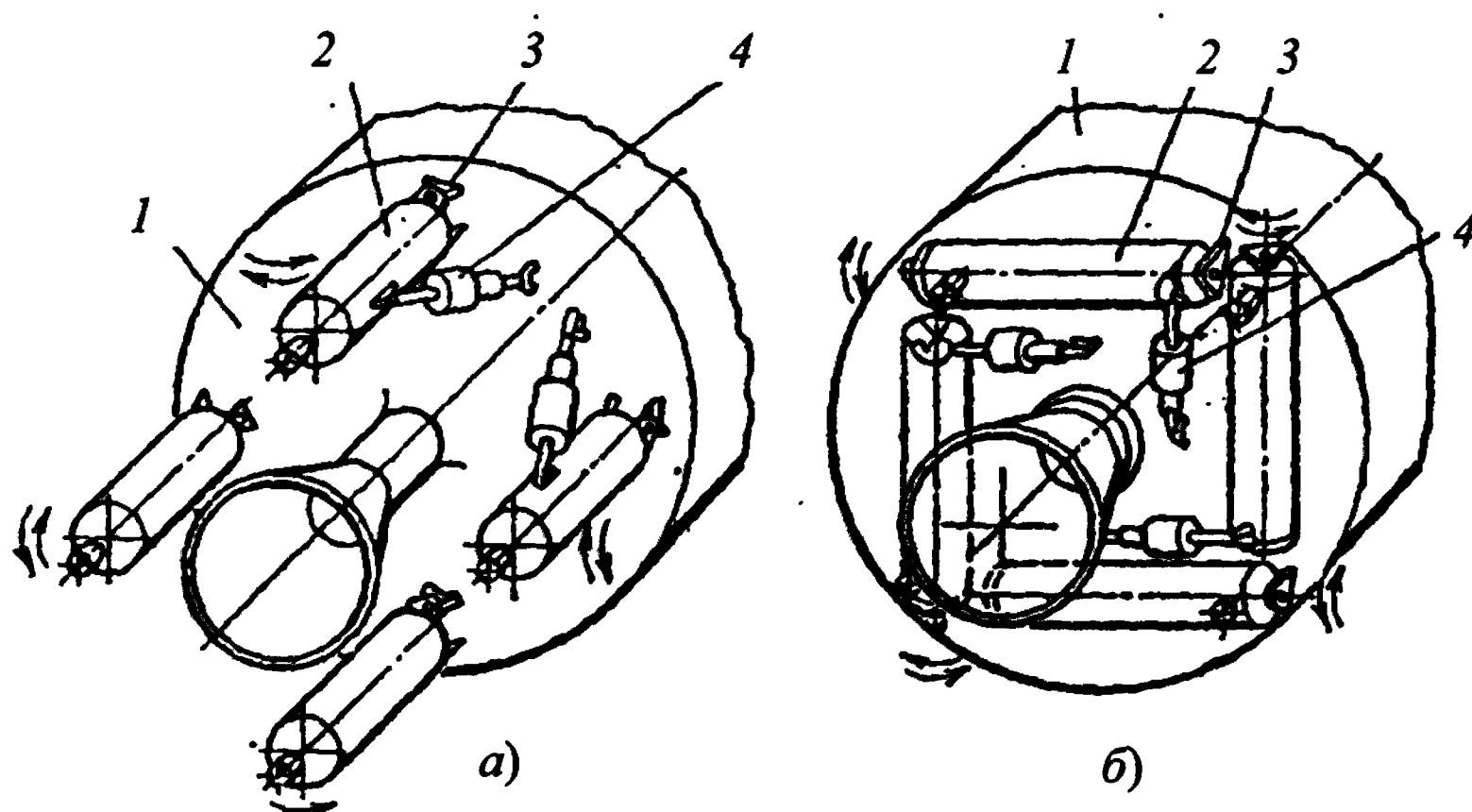


Рис. 4.2. Схема расположения управляющих двигателей на ракете:
а – параллельно оси ракеты; *б* – перпендикулярно оси ракеты;
1 – корпус двигателя; 2 – поворотный двигатель;
3 – шарнирная опора; 4 – рулевая машинка

Достоинствами верньерных двигателей являются простота конструкции, отсутствие ограничений по температуре в камере сгорания на применяемые топлива, обусловленное отсутствием подвижных уплотнительных узлов.

Недостатками верньерных двигателей по сравнению с вращающимися управляющимися соплами (ВУС) являются:

- большие шарнирные моменты, обусловленные большими моментами инерции снаряженных корпусов верньерных двигателей, для поворота которых в процессе управления требуется мощный рулевой привод;
- плохая компоновка в летательном аппарате, вызванная тем, что геометрические оси корпусов верньерных двигателей трудно разместить вдоль требуемых осей вращения;
- наличие разбросов параметров работы (т.е. несогласованность в работе между диаметрально противоположными двигателями);
- неодновременность окончания работы диаметрально противоположных двигателей;
- потребность в дополнительном силовом элементе – раме, передающей усилия на летательный аппарат;
- необходимость в их парном количестве на ракете.

4.2. УПРАВЛЕНИЕ ОСЕВОЙ ПРОЕКЦИЕЙ ТЯГИ ПОСРЕДСТВОМ ВУС

Одним из методов управления тягой РДТТ по величине, позволяющим построить замкнутую систему управления дальностью стрельбы, является использование вращающихся управляющих сопел (ВУС), оси вращения которых не совпадают с осью сопла и составляют некоторый угол с продольной осью ракеты.

Данный метод позволяет:

- совместить в одном устройстве функции органов управления вектором тяги по направлению и величине;
- обеспечить высокую организованность процесса управления вектором тяги по величине, в том числе провести обнуление и реверс тяги по заранее заданной программе;

- произвести в случае необходимости многократное переключение с режима на режим и выключение осевой составляющей тяги двигателя, не прекращая термодинамический цикл;
- избежать ударного характера процесса обнуления вектора тяги РДТТ.

Кроме того, отличительной особенностью ВУС являются хорошие конструктивные показатели, поскольку они:

- обладают хорошими массовыми и моментными характеристиками;
- за счет больших углов поворота позволяют реализовать значительные управляющие усилия и моменты;
- отличаются практическим отсутствием нулевых потерь тяги и небольшой величиной позиционных потерь;
- обладают хорошей компоновкостью при использовании для управления по крену в односопловых конструкциях.

Все это привлекало и привлекает внимание к ВУС проектировщиков систем управления вектора тяги как в нашей стране, так и за рубежом.

Основными недостатками ВУС являются:

- существенное снижение баллистической эффективности при увеличении глубины регулирования;
- возможность использования их только комплектами, в которых количество ВУС должно быть не менее двух пар, т.е. в многосопловых ДУ, что однозначно приводит к ограничениям по реализации степени расширения сопл.

В настоящее время с переходом маршевых РДТТ на односопловые конструкции для управления по крену наряду с поворотными двигателями используются вращающиеся сопла.

Отличительная особенность РДТТ разделяющихся головных частей, связанная с необходимостью глубокого регулирования вектора тяги по величине и направлению, в ряде их схем предопределила использование ВУС.

Анализ информационных источников показывает, что создание и практическое использование ВУС связаны с решением целого ряда задач, основными из которых являются:

- выбор принципиальных схем и компоновок двигательной установки с использованием ВУС;
- разработка конструкции ВУС с высокими энергомассовыми характеристиками;
- создание надежной конструкции узла подвеса при небольших моменты трения и массе;
- разработка конструкции газового тракта со значительным углом поворота, имеющего высокие массогабаритные характеристики.

В настоящее время известен ряд схем подвеса ВУС, прошедших испытания, которые при практически одинаковых параметрах и режимах работы отличаются друг от друга различными конструктивными решениями в рамках одного типа используемых уплотнений и подшипников или отличаются по типам.

Это позволяет сделать вывод, что проектирование подвеса ВУС требует глубокого обоснования принимаемых решений, опирающихся на всесторонние экспериментально-теоретические исследования подвеса и образующих его элементов, а также анализа условий, обеспечивающих их надежное функционирование.

Как уже было отмечено, одной из проблем, стоящей на пути создания ВУС, является обеспечение стойкости газового тракта. Сложности, связанные с обеспечением стойкости газового тракта, были одними из основных препятствий для использования маршевых ВУС на РДТТ с высокоэнергетичными топливами и их применения для управления по крену в схемах с отбором газа от маршевого двигателя в односопловых конструкциях. Проблема обеспечения стойкости газового тракта может быть определяющей при выборе топлива для автономных РДТТ с вращающимися соплами.

4.2.1. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТЯГОЙ РДТТ С ВРАЩАЮЩИМИСЯ УПРАВЛЯЮЩИМИ СОПЛАМИ

Вращающееся управляющее сопло представляет собой орган управления, который позволяет изменять направление вектора тяги относительно оси ракеты за счет несовпадения вектора тяги сопла с осью его вращения.

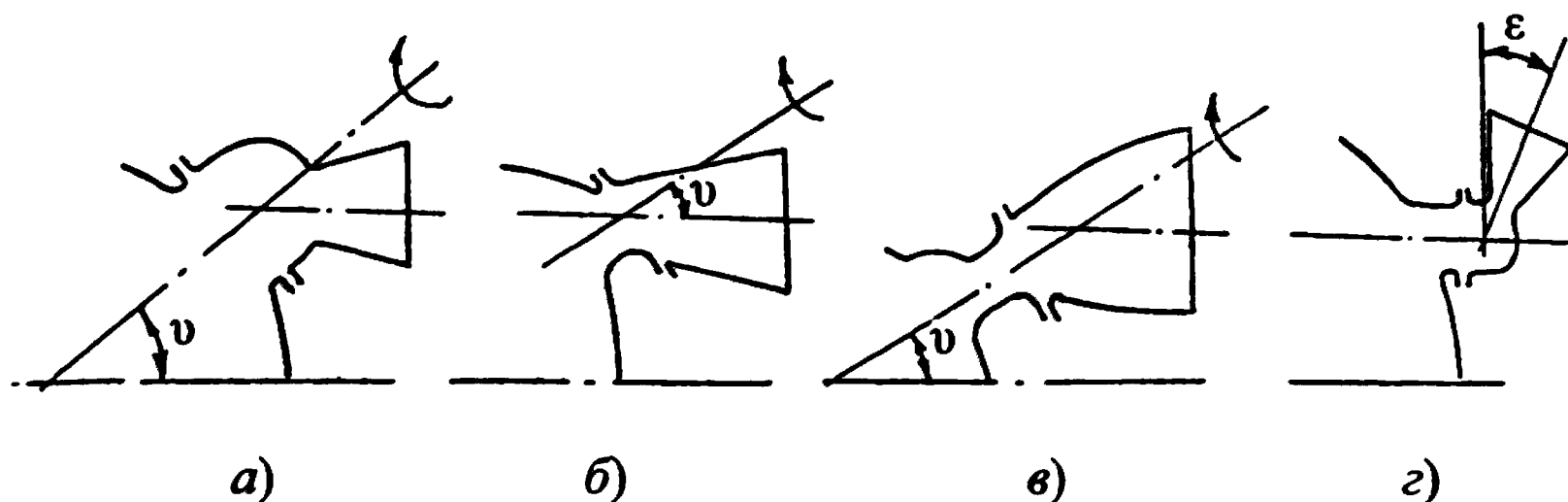


Рис. 4.4. Схемы ВУС, обеспечивающие наибольшие относительные управляющие усилия

Более целесообразным представляется ВУС, выполненное по схеме, изображенной на рис. 4.4, а. Сопла такого типа обеспечивают получение наибольших управляющих усилий и моментов, при этом поворот газовой струи на большой угол связан со значительно меньшими потерями и затруднениями, поскольку поворот осуществляется на дозвуковой скорости.

Значительные управляющие усилия могут быть реализованы ВУС, ось вращения которых совпадает с продольной осью ракеты, но при этом необходима бóльшая величина угла перекоса вектора тяги ϵ (рис. 4.4, г).

Как видно по конструктивным схемам, эти ВУС представляют собой одношарнирный орган управления, поэтому для управления ВТ обычно применяется система, состоящая из блока (4 шт.) таких устройств, хотя возможно построить систему управления ВТ и с помощью одного центрального двухшарнирного вращающегося сопла (без управления по крену).

При конструировании специальных управляющих двигательных установок для реализации заданной программы управления возникает необходимость отклонять суммарный вектор тяги на угол $\pm 90^\circ$. Боковые усилия, равные по величине суммарному вектору тяги, в любой из плоскостей вращения можно получить с помощью центрального ВУС, конструктивная схема которого приведена на рис. 4.5. Центральное сопло 1 с шарниром 2 соединено с газоходом 3, который шарниром 4 соединен с патрубком 5. Вращением сопла в шарнире 2 относительно оси $y'y'$ обеспечивается

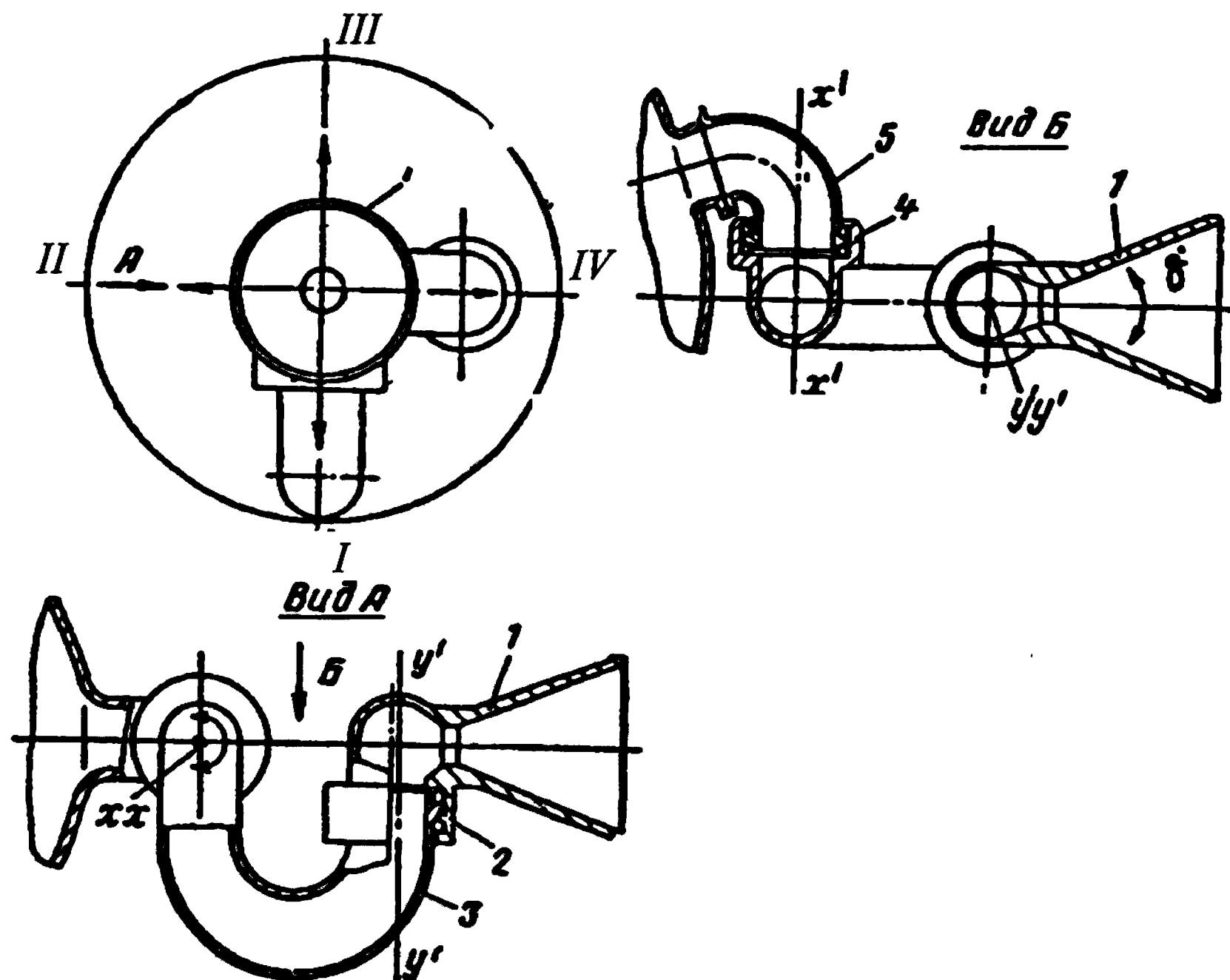


Рис. 4.5. Центральное вращающееся управляющее сопло

управление в плоскости $II - IV$, а вращением патрубка 3 в шарнире 4 относительно оси $x'x'$ обеспечивается управление в плоскости $I - III$. Рассмотренное сопло имеет оси вращения, расположенные в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

ВУС могут иметь два и более шарниров, оси вращения которых находятся в одной плоскости (рис. 4.6).

Исполнительные устройства системы управления ВТ РДТТ состоят из двух подсистем: центрального неподвижного маршевого сопла и блока небольших ВУС, которые из условий компоновки и других конструктивных требований могут быть выполнены различным образом. Так, в качестве примера на рис. 4.7, а приведены ВУС, связанные с двигателем с помощью специальных газопроводов. На рис. 4.7, б дана схема установки ВУС непосредственно на заднем днище двигателя.

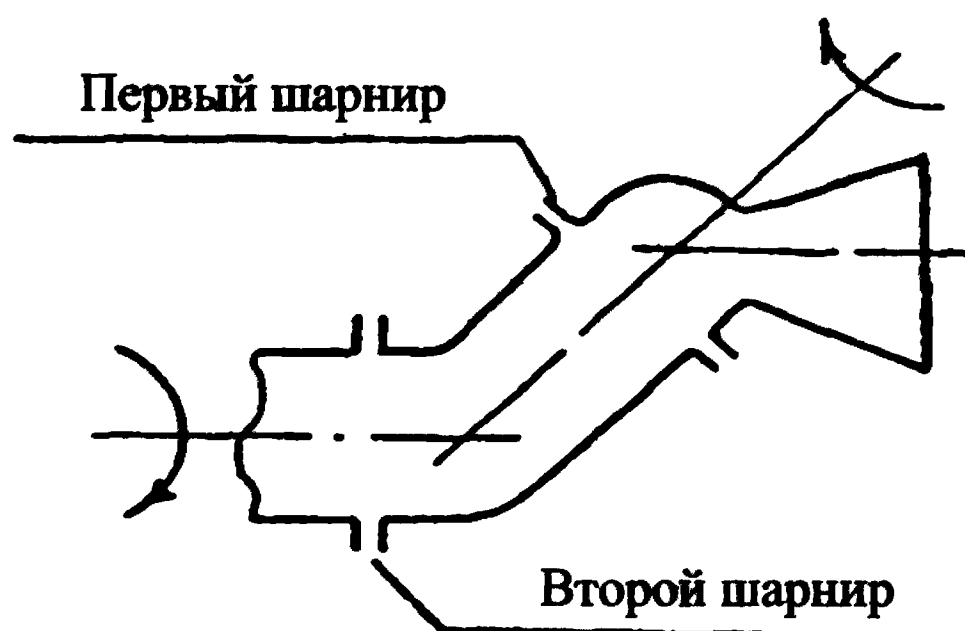


Рис. 4.6. Двухшарнирное вращающееся сопло

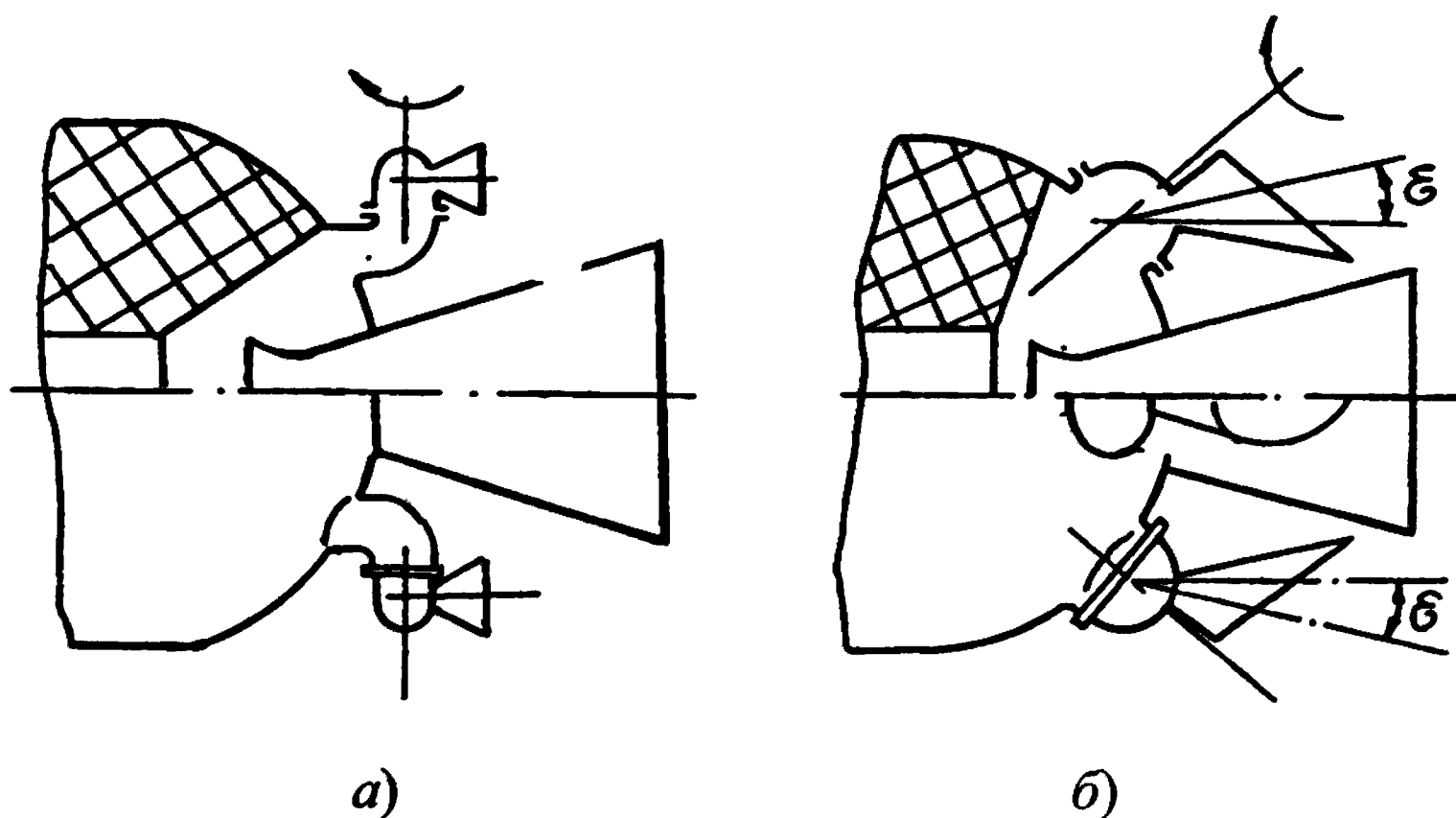


Рис. 4.7. Конструктивные схемы исполнительных устройств со стационарным соплом и блоком ВУС

При использовании вращающихся сопел можно выделить ряд схем исполнительных устройств системы управления вектором и модуля тяги РДТТ (рис. 4.7 – 4.11).

1. При использовании схем исполнительных устройств с корпусами РДТТ типа «кокон» (см. рис. 4.7) возникают определенные трудности, связанные с необходимостью вскрытия периферийных отверстий на заднем днище и введения на нем подкрепляющих элементов в зоне отверстий. Кроме того, установка ВУС на заднем

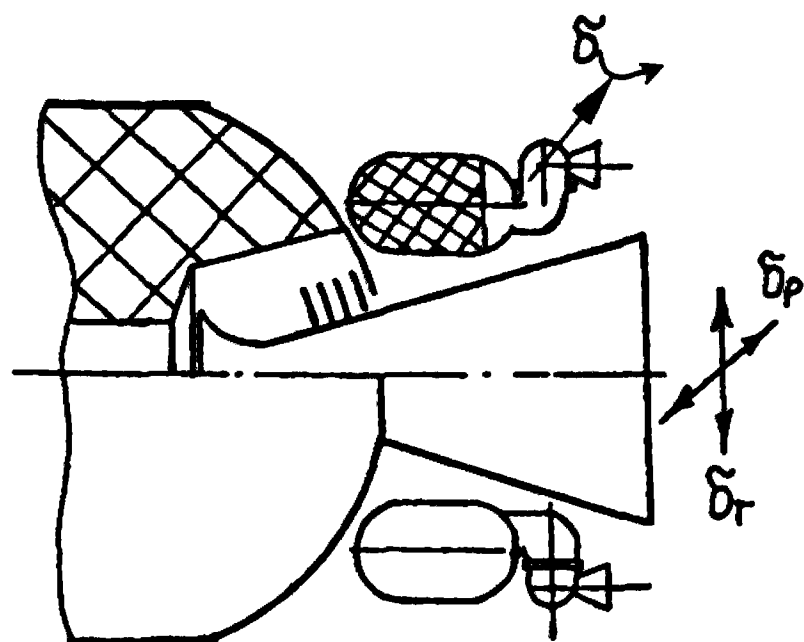


Рис. 4.8. Конструктивная схема исполнительного устройства ПУС и ВУС с газогенератором

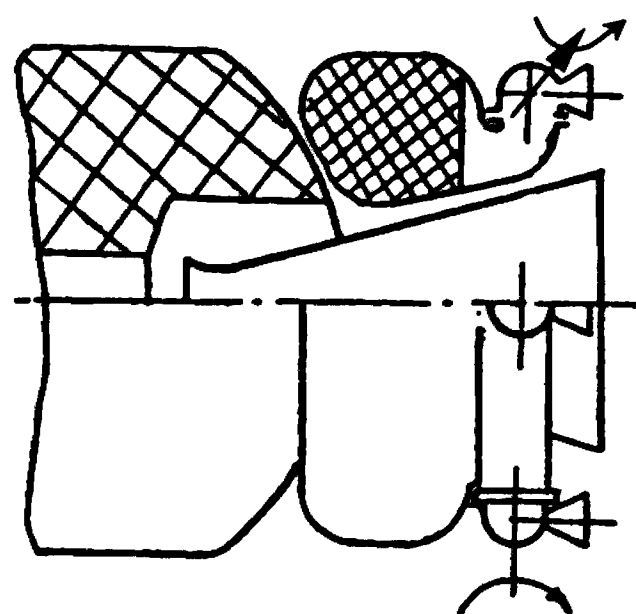


Рис. 4.9. Конструктивная схема исполнительного устройства с автономной управляющей ДУ с ВУС

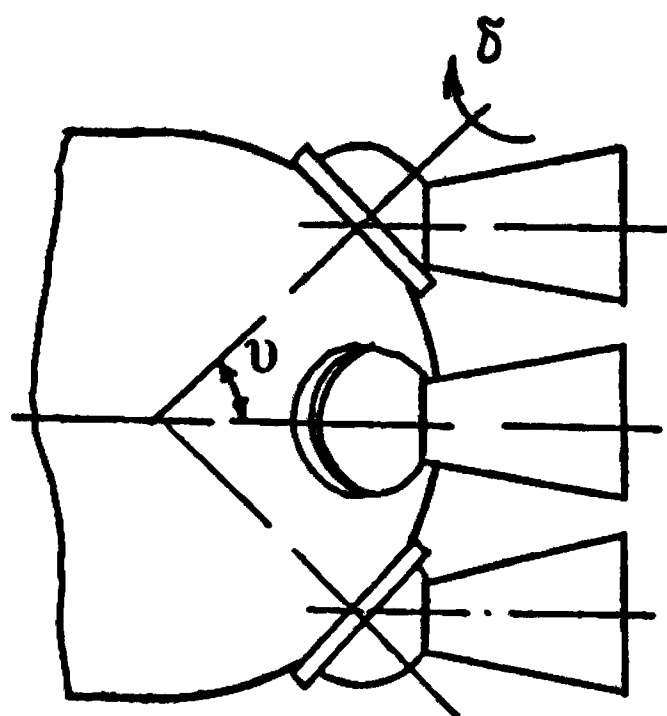
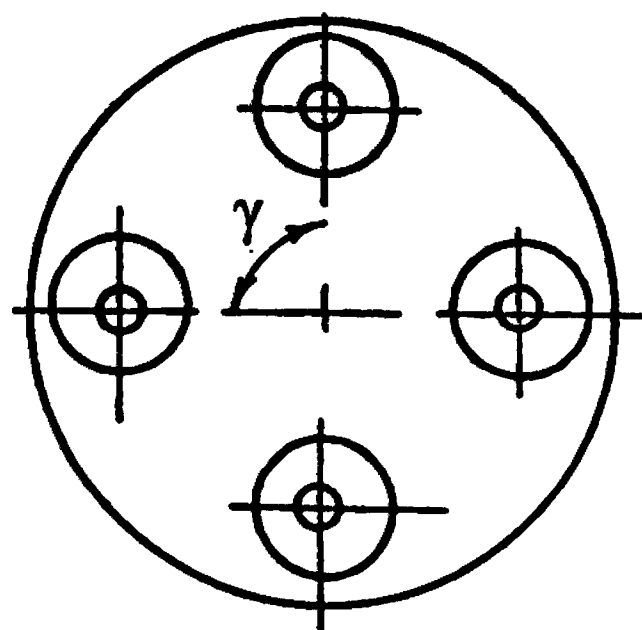


Рис. 4.10. Конструктивная схема исполнительного устройства с четырьмя ВУС



днище корпусов типа «кокон» неизбежно приведет к линейным и угловым смещениям осей вращения и вектора тяги ВУС относительно их начального положения за счет деформаций днища при работе двигателя. Эта проблема может быть решена при использовании поворотных управляющих (верньерных) двигателей, однако из-за условий компоновки это не всегда удастся.

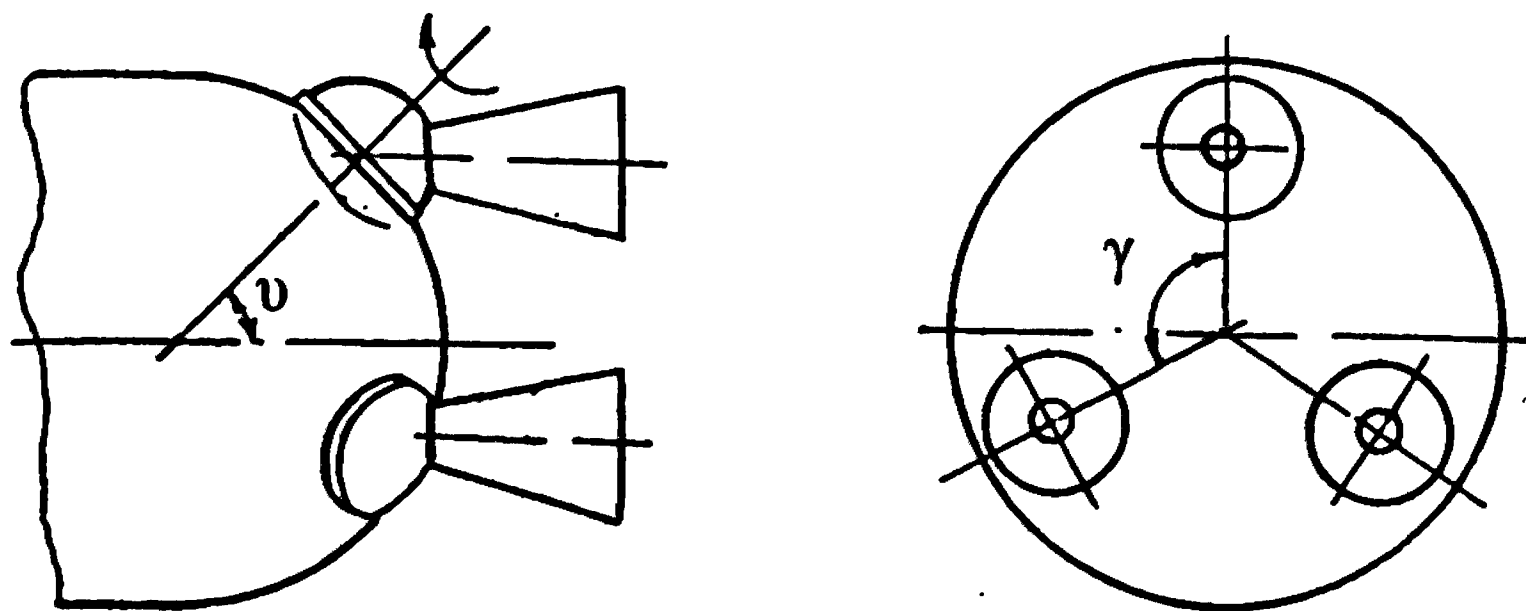


Рис. 4.11. Конструктивная схема исполнительного устройства с тремя ВУС

2. Для корпусов РДТТ типа «кокон» может быть целесообразным использование для ВУС автономных газогенераторов, что дает возможность при необходимости применять топлива, отличные от основного двигателя. На рис. 4.8 приведена схема исполнительных устройств, состоящих из двух подсистем ПУС и ВУС с газогенератором.

3. Исполнительное устройство с автономной управляющей двигательной установкой выполнено в виде тора с блоком ВУС, обеспечивающих стабилизацию и управление по каналам тангажа, рыскания и крена (рис. 4.9).

4. Исполнительные устройства, включающие четыре ВУС, расположенные, например, в плоскости стабилизации (рис. 4.10). В этом случае в одном устройстве совмещены функции двигателя ракеты и органа управления ВТ по направлению и величине.

5. Исполнительные устройства системы управления вектором тяги, включающие в себя три ВУС, расположенные под углом $\gamma = 120^\circ$ (рис. 4.11), аналогично предыдущему случаю сопла, совмещают функции движителя и органа управления ВТ по направлению.

6. Двухкаскадные исполнительные устройства, включающие ВУС, для поворота которых используются вспомогательные ОУ, например газовые рули (рис. 4.12).

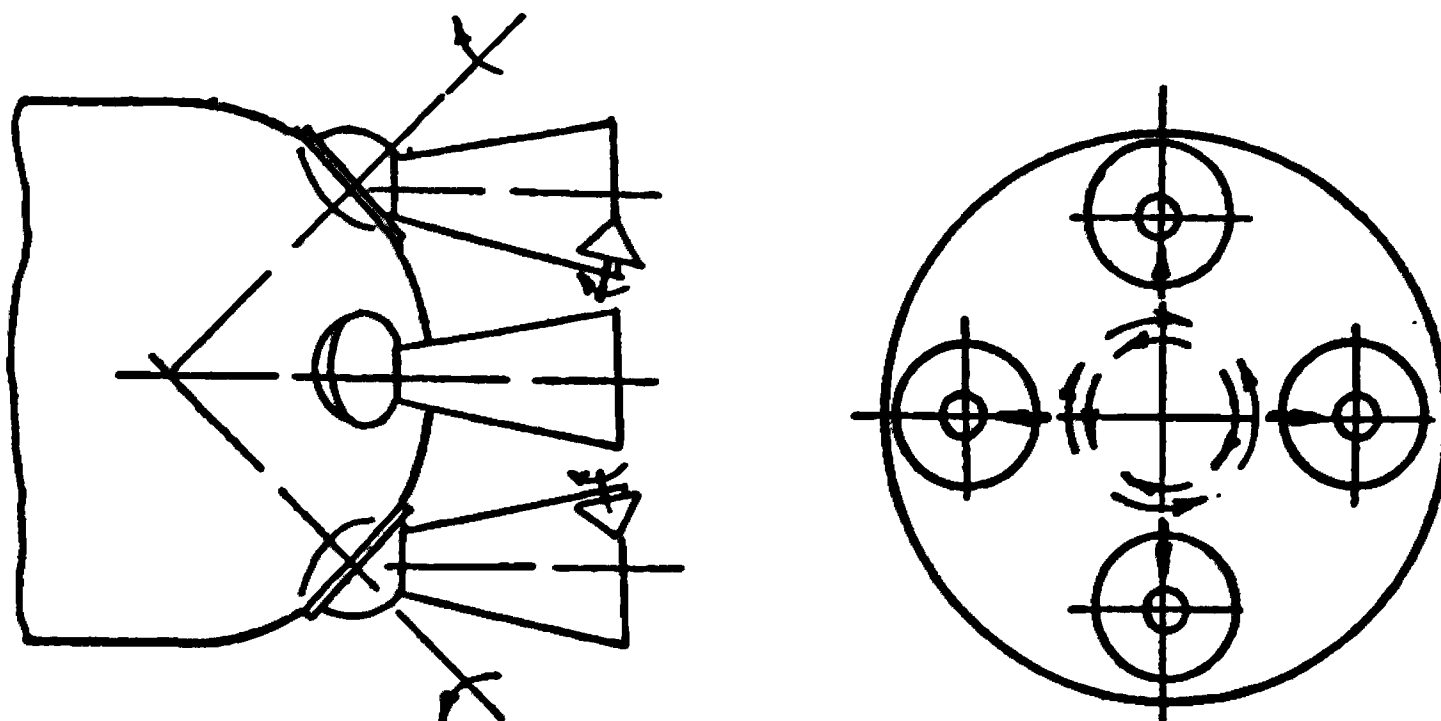


Рис. 4.12. Конструктивная схема двухкаскадного исполнительного устройства с ВУС и газовыми рулями

7. Исполнительные устройства, включающие четыре ВУС с жестко установленными на них аэродинамическими рулями (рис. 4.13), что позволяет уменьшить потребный угол поворота сопла, а следовательно, уменьшить и потери тяги.

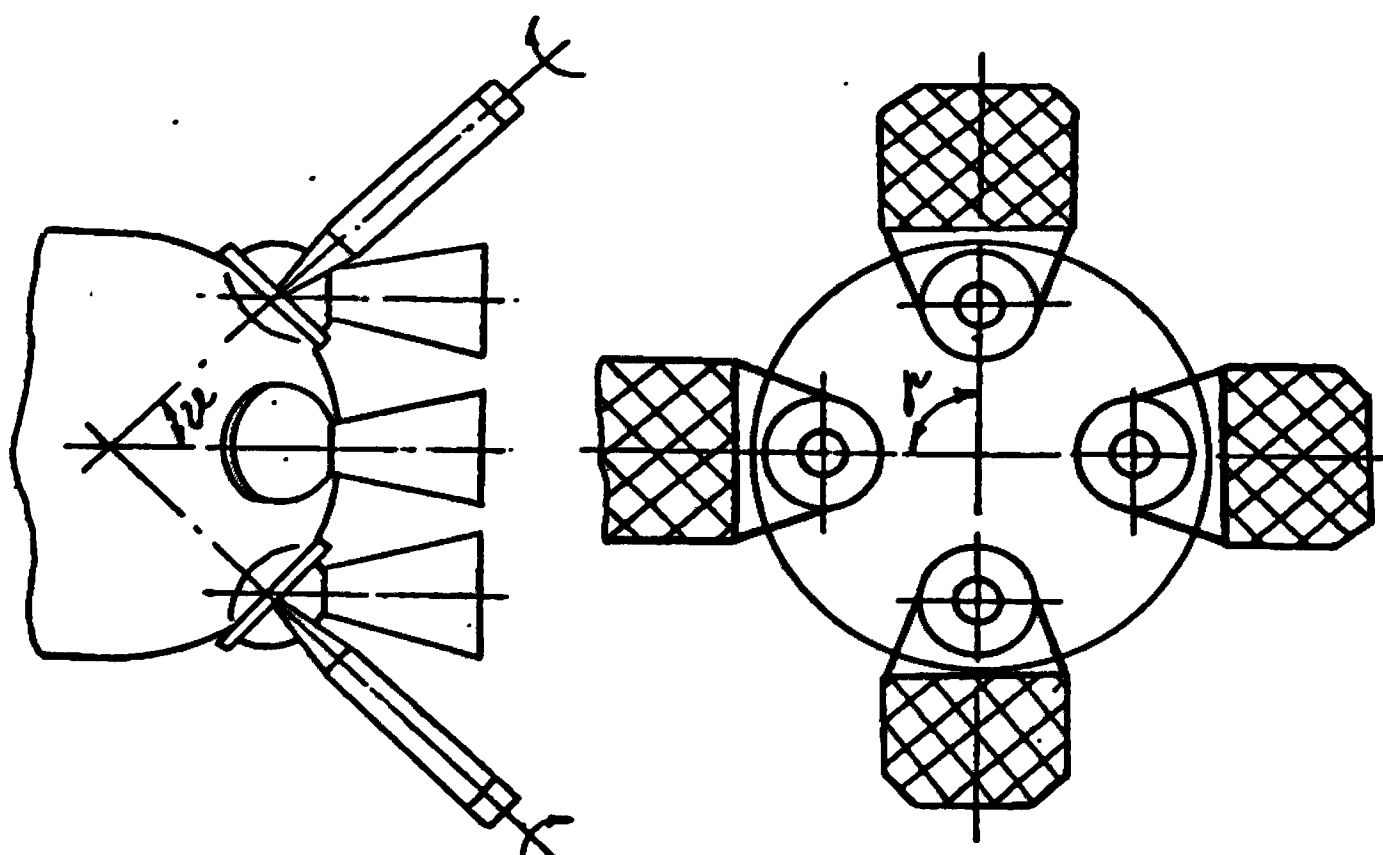


Рис. 4.13. Конструктивная схема исполнительного устройства с ВУС и аэродинамическими рулями

8. Исполнительные устройства, включающие четыре двухшарнирных ВУС (рис. 4.14). В этом случае при помощи второго шарнира может осуществляться вывод сопл за мидель ракеты из положения транспортировки в рабочее (на рис. 4.14 пунктиром показано положение транспортировки), а также управление по каналам тангажа и рыскания за счет встречного разворота соответствующей пары сопл. Поворотом сопл относительно первого шарнира производится управление по крену, а также обнуление и реверс вектора тяги. Отличительной особенностью такого исполнительного устройства является отсутствие потерь тяги при управлении по каналам тангажа и рыскания. При использовании первого шарнира только для вывода сопл за мидель данное исполнительное устройство принципиально не отличается от представленных на рис. 4.9 и 4.10.

9. Исполнительные устройства, состоящие из двух двухшарнирных ВУС (рис. 4.15). В данном случае при помощи первого шарнира производится управление по каналу тангажа, а также обнуление и реверс тяги. При повороте сопл в одном направлении относительно второго шарнира осуществляется управление по рысканию, при встречном – по крену.

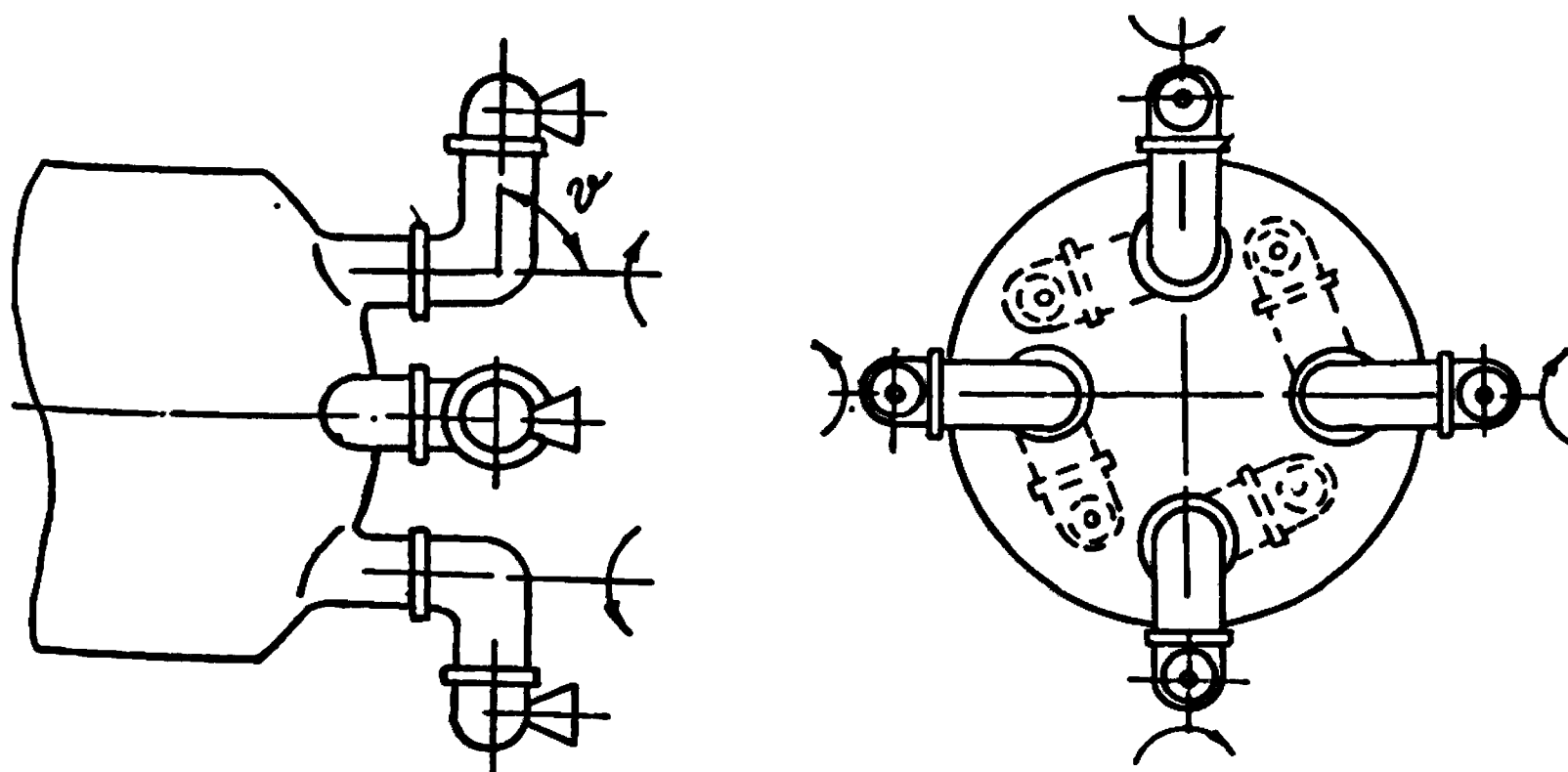


Рис. 4.14. Конструктивная схема исполнительного устройства с четырьмя двухшарнирными ВУС

Текущее положение вектора тяги $P(\delta)$ будет отличаться от начального P_0 на величину $\Delta P(\delta)$, имеющую два взаимно перпендикулярных компонента $P \sin(\nu - \varepsilon) \sin \delta$ и $P \sin(\nu - \varepsilon) (1 - \cos \delta)$. Проекции вектора тяги на оси координат будут состоять из трех составляющих:

$$[P_0, P_0 \sin(\nu - \varepsilon) \sin \delta \text{ и } P_0 \sin(\nu - \varepsilon) (1 - \cos \delta)];$$

$$P_x = P_0 [\cos \varepsilon - \sin \nu \sin(\nu - \varepsilon) (1 - \cos \delta)];$$

$$P_y = -P_0 \{ \sin \varepsilon \cos \gamma + \sin(\nu - \varepsilon) [\sin \delta \sin \gamma + (1 - \cos \delta) \cos \nu \cos \gamma] \};$$

$$P_z = -P_0 \{ \sin \varepsilon \sin \gamma - \sin(\nu - \varepsilon) [\sin \delta \cos \gamma - (1 - \cos \delta) \cos \nu \sin \gamma] \}.$$

В преобладающем большинстве случаев $\varepsilon = \gamma = 0$, т.е.

$$\left. \begin{aligned} \bar{P}_x &= \frac{P_x}{P_0} = [1 - \sin^2 \nu (1 - \cos \delta)], \\ \bar{P}_y &= \frac{P_y}{P_0} = -0,5 \sin 2\nu (1 - \cos \delta), \\ \bar{P}_z &= \frac{P_z}{P_0} = \sin 2\nu \sin \delta. \end{aligned} \right\} \quad (4.1)$$

Анализ вышеприведенных зависимостей свидетельствует о том, что:

- для изменения (уменьшения) модуля тяги необходимо применение четырех ВУС с вращением их попарно навстречу друг другу, чтобы не возникали паразитные возмущения в каналах тангажа, рыскания и крена;

- диапазон регулирования (вплоть до реверса тяги) обеспечивается соответствующим выбором угла наклона оси вращения ν ;

- зависимость изменения модуля осевой тяги от угла поворота весьма нелинейна (в области $\delta \approx 0$ и $\delta \approx \pi$ близка к квадратичной, в области $\delta \approx 0,5\pi$ практически линейна);

- наличие начальных углов отклонения ВУС для управления вектором тяги весьма осложнит алгоритм управления при регулировании модуля тяги.

При проектировании и экспериментальной отработке управляющих сопел особое внимание уделяется задаче получения минимального значения величины суммарного шарнирного момента ($M_{ш}$). От величины $M_{ш}$ непосредственно зависят мощность и масса рулевого привода, а также чувствительность системы управления к действующим на ракету возмущениям.

Величина суммарного шарнирного момента, действующего на привод ВУС, определяется по известной формуле

$$M_{ш} = M_{тр} + M_{дин} + M_{д} + M_{дб} + M_{ас}, \quad (4.2)$$

где $M_{тр}$ – момент трения; $M_{дин}$ – динамический момент; $M_{д}$ – момент демпфирования; $M_{дб}$ – момент дисбаланса; $M_{ас}$ – момент асимметрии.

Вращающееся управляющее сопло с наклонной осью вращения, имеющее разъем в дозвуковой части, обладает рядом особенностей. В связи с чем применение известных методов исследования моментных характеристик и его расчета затруднительно. Рассмотрим составляющие суммарного шарнирного момента. Момент трения подвеса сопла состоит из следующих составляющих: момента трения уплотнения и подшипника, моментов вязкого трения промежуточных уплотнений.

Момент трения уплотнения вызван взаимодействием контактирующих колец торцевого уплотнения и определяется формулой

$$M_{тр.уп} = 2\pi f_{тр.уп} K_p p b_k r_{ср}^2, \quad (4.3)$$

где $f_{тр.уп}$ – коэффициент трения контактирующих пар; p – давление уплотняемой среды; $r_{ср}$, b_k – соответственно средний радиус и ширина контактирующего пояса; K_p – коэффициент разгрузки уплотнения.

Момент трения подшипника определяется эмпирической зависимостью

$$M_{тр.подш} = 0,5 (A\sqrt{Q} + B) Q a, \quad (4.4)$$

где Q – нагрузка, действующая на подшипник; a – расстояние между центрами тел качения в плоскости симметрии подшипника;

A, B – коэффициенты, зависящие от характера нагружения подшипника.

Как показали опыт отработки подвеса ВУС и результаты экспериментально-теоретических исследований его шарнирного момента, величины моментов вязкого трения и промежуточных уплотнений по сравнению с моментами трения уплотнения и подшипника пренебрежимо малы. Величина динамического момента сопла определяется формулой

$$M_{\text{дин}} = J_c \ddot{\delta}, \quad (4.5)$$

здесь $\ddot{\delta}$ – угловое ускорение сопла; J_c – момент инерции сопла относительно оси вращения, определяемый выражением

$$J_c = \sum_{k=1}^n M_k r_k^2, \quad (4.6)$$

где M_k, r_k – соответственно масса k -го элемента сопла и его расстояние до оси вращения.

Анализ массы элементов конструкции ВУС, формирующих его газовый тракт, проводился для углепластика УП-ТМП-ЗНО. На рис. 4.17 представлены результаты расчета момента инерции вращающейся части сопла относительно оси его вращения для различных значений углов наклона оси вращения и радиуса критического сечения сопла. Здесь даны эти же зависимости при наличии в газоходе подвижной части сопла вольфрамовой облицовки, толщина которой принималась ~ 3 мм (пунктирные линии). Момент демпфирования определяется выражением

$$M_d = \frac{\dot{m}}{g} \rho_c \sin^2(\nu \pm \varepsilon') \dot{\delta}, \quad (4.7)$$

где $\dot{m}$ – расход продуктов сгорания через сопло; ρ_c – расстояние от точки пересечения оси вращения с осью сопла до его среза; $\dot{\delta}$ – скорость вращения сопла.

Момент дисбаланса ВУС, расположенного в плоскости стабилизации I – III, определяется выражением

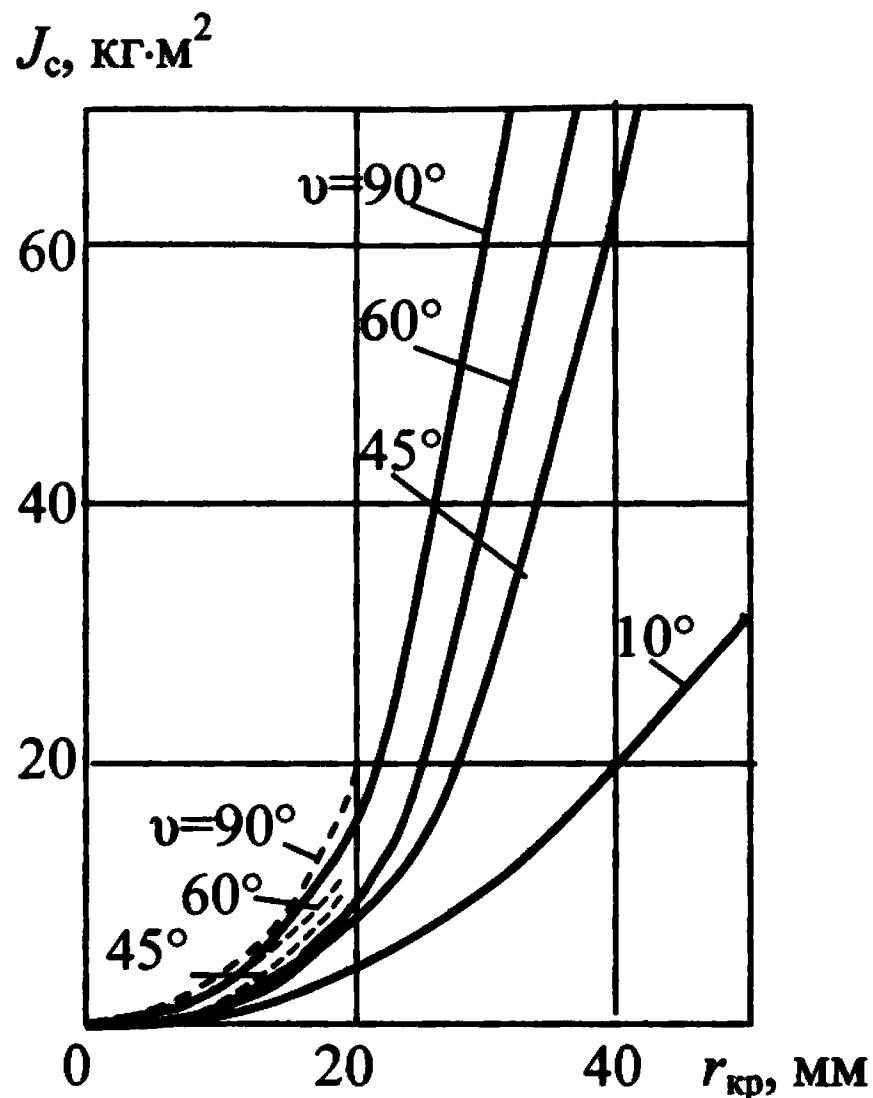


Рис. 4.17. К определению момента инерции J_c

$$M_{дб} = G_{пч} a_1 (n_x \sin v \sin \delta \pm n_y \cos v \sin \delta \pm n_z \cos \delta), \quad (4.8)$$

где a_1 – расстояние от центра тяжести подвижной части сопла до оси вращения; n_x , n_y , n_z – продольные, нормальные и боковые перегрузки.

В случае когда n_y и n_z пренебрежимо малы, а также с учетом угла перекоса ВТ ε' и малых значений углов поворота сопла на маршевом участке полета для любого из сопел можно записать

$$M_{дб} = G_{пч} a_1 \delta n_q \sin(v \pm \varepsilon'). \quad (4.9)$$

Для оценки значения $M_{дб}$ на рис. 4.18 приведены зависимости $G_{пч} a_1 = f(r_{кр}, v)$: при наличии вольфрамовой облицовки в газовом тракте подвижной части сопла – пунктирная линия и без нее – сплошная.

Момент асимметрии, обусловленный несовпадением и перекосом линии действия тяги с продольной осью сопла, определяется формулой

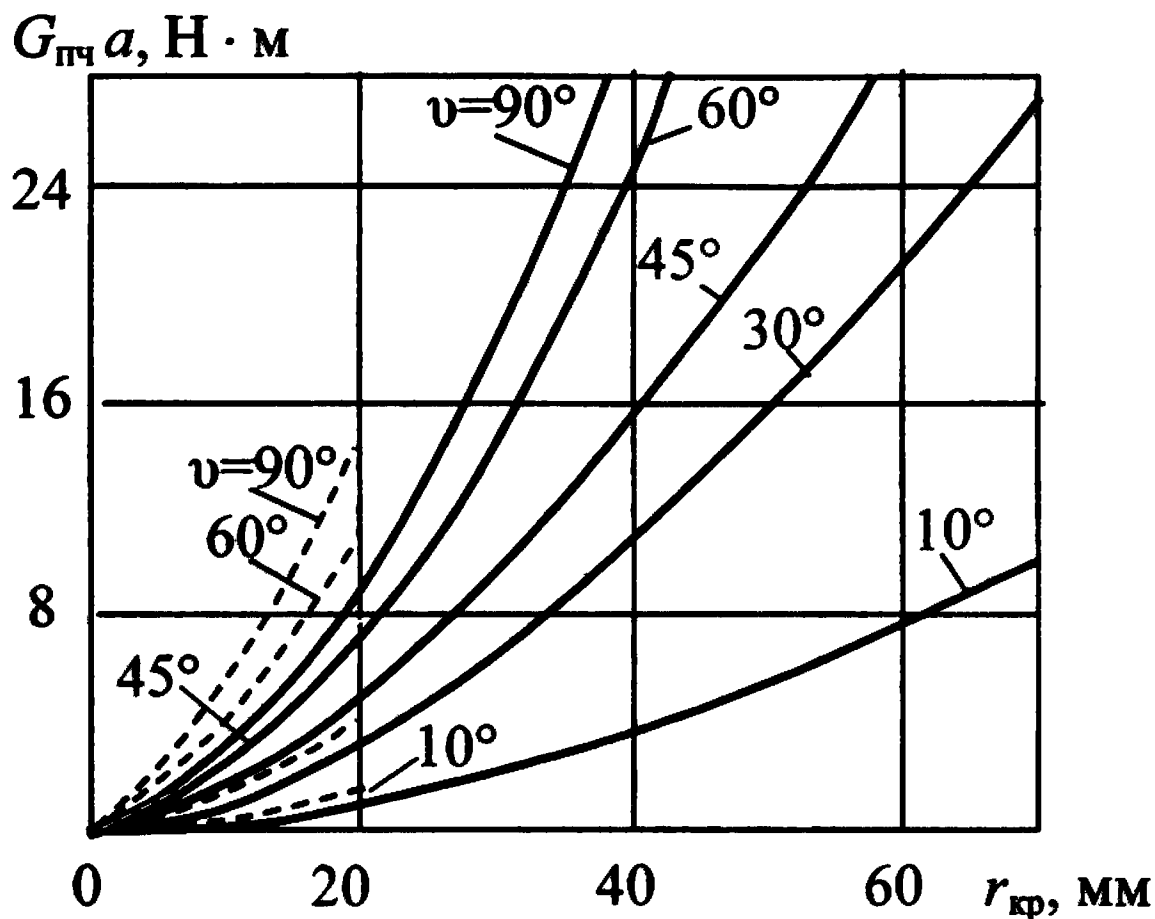


Рис. 4.18. К определению момента дисбаланса

$$M_{ас} = P_1 e \sin(\epsilon' \pm \upsilon), \quad (4.10)$$

где e – эксцентриситет линии действия тяги относительно оси вращения.

Графические зависимости для оценки шарнирного момента сопла в зависимости от радиуса критического сечения представлены на рис. 4.19.

Масса ВУС складывается из массы подвижной и неподвижной части. Масса подвижной части включает массу раструба, критического вкладыша, корпуса с ТЗМ и подвижных частей подвеса сопла. Рассмотрим каждую из составляющих.

Для предварительной оценки можно использовать выражение

$$M_{кр} \approx \pi \left[(0,5d_{кр} + \delta_{вкл})^2 - 0,25d_{кр}^2 \right] l_{кр} \gamma_{вкл}, \quad (4.11)$$

где $d_{кр}$ – диаметр критического сечения сопла; $\delta_{вкл}$ – толщина вкладыша; $l_{кр}$ – длина критического вкладыша; $\gamma_{вкл}$ – средняя удельная плотность материалов вкладыша.

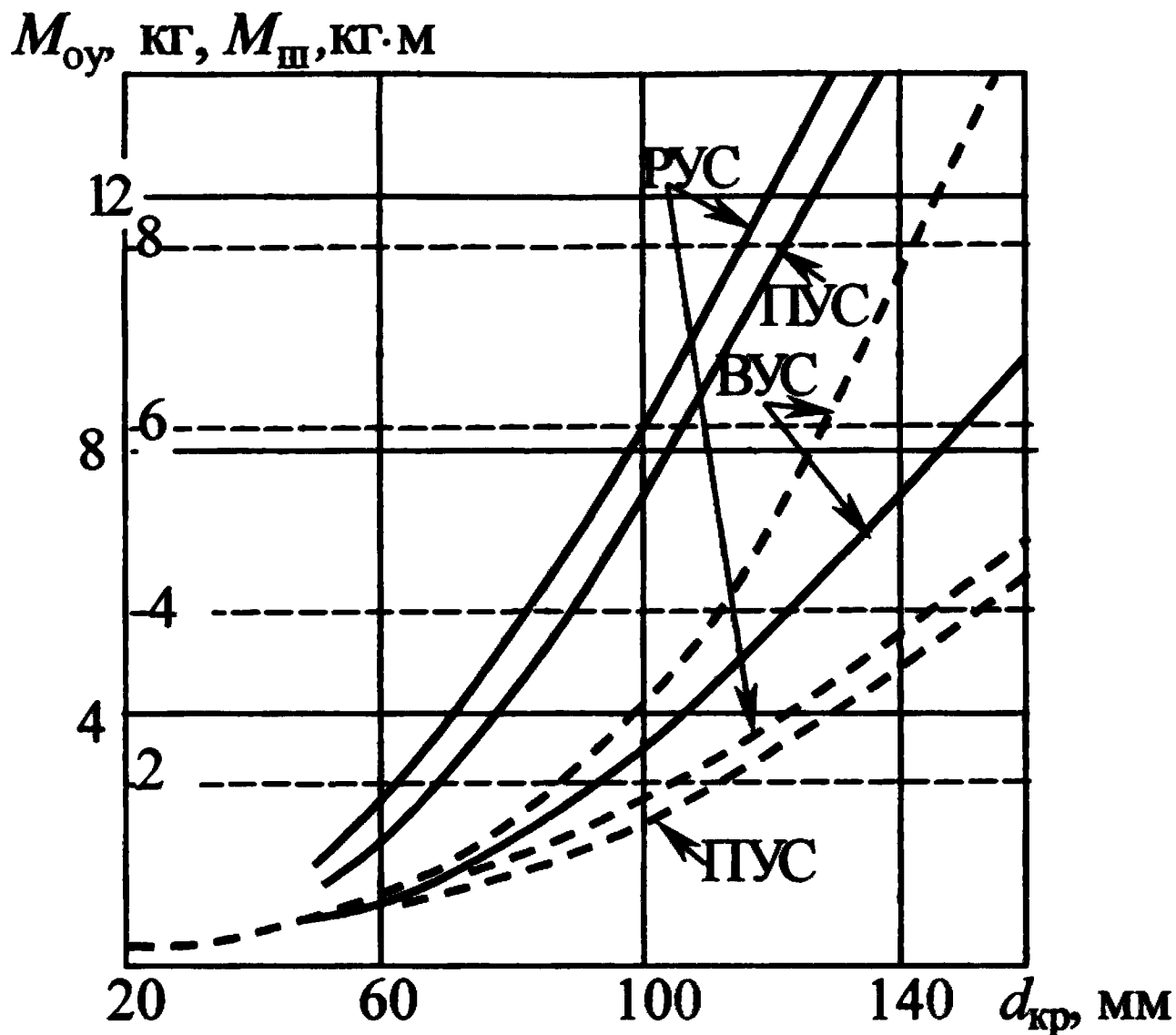


Рис. 4.19. Зависимости массы M_{oy} (---) и момента $M_{ш}$ (—) от $d_{кр}$

Масса раструба предварительно оценивается

$$M_p = \frac{\pi l_p}{8} [(d_{кр} + 2\delta_0)^2 + (d_a + 2\delta_a)^2 - d_{кр}^2 - d_a^2] \gamma_p, \quad (4.12)$$

где l_p — длина раструба; d_a — диаметр выходного сечения сопла; δ_0, δ_a — соответственно толщина раструба в его начале и в выходном сечении сопла; γ_p — средняя удельная плотность материалов раструба.

Корпус сопла с целью обеспечения плавного разворота газового потока и улучшения технологичности конструкции выполняется обычно в виде части сферы. Масса корпуса ВУС может быть оценена с помощью выражения

$$M_k = \pi \left[\frac{2}{3} r_{сф}^3 - h_{сег}^2 \left(r_{сф} - \frac{h_{сег}}{3} \right) + (r_{сф}^2 - r_{вых}^2) l_{цч} - \frac{l}{3} (r_{вх}^2 + r_{вх} r_{вых} + r_{вых}^2) \right] \gamma_k. \quad (4.13)$$

Данное выражение может быть существенно упрощено, если ввести соотношения для геометрических параметров. Анализ различных конструктивных схем показал, что для проектного анализа можно пользоваться следующими соотношениями: $l \approx 1,5d_{кр}$; $r_{вх} \approx 1,5d_{кр}$; $r_{сф} \approx 2d_{кр}$ ($\nu > 45^\circ$); $l_{ц.ч} \approx 0,5d_{кр}$; $h_{сег} \approx 0,25d_{кр}$; $r_{вых} \approx 0,55d_{кр}$; $r_{сф} \approx 1,4d_{кр}$ ($\nu < 45^\circ$); $r_{вх} \approx 1,1d_{кр}$ ($\nu < 45^\circ$).

В этом случае выражение (4.13) примет вид

$$M_{к1} \approx 16,9d_{кр}^3\gamma_{к1} \quad (\nu > 45^\circ); \quad M_{к2} \approx 11,4d_{кр}^3\gamma_{к2} \quad (\nu < 45^\circ),$$

где $M_{к1}$, $\gamma_{к1}$ — соответственно масса корпуса и средняя удельная плотность его материалов при $\nu > 45^\circ$; $M_{к2}$, $\gamma_{к2}$ — при $\nu < 45^\circ$.

Анализ различных конструктивных схем ВУС, основными элементами узла подвеса которого являются торцевое уплотнение и специальный упорно-радиальный подшипник, позволил сделать вывод, что с достаточной для предварительной оценки точностью масса подвеса может быть определена зависимостью

$$M_{под} = 2,6 \cdot 10^3 d_{кр}^2 \text{ (кг)}.$$

На рис. 4.19 приведена зависимость массы ВУС с углом $\nu = 45^\circ$ от диаметра его критического сечения, здесь же приведены аналогичные зависимости для РУС и ПУС.

Как видно из рис. 4.19, ВУС, РУС и ПУС по массовым характеристикам при $d_{кр} < 60$ мм примерно равноценны, однако, когда $d_{кр} > 60$ мм, ВУС уступает РУС и ПУС. Это объясняется тем, что с ростом габаритных размеров обеспечение работоспособности ВУС становится сложным, при этом для уменьшения скорости движения газового потока требуется увеличение габаритных размеров места разъема узла вращения, что, естественно, влечет за собой увеличение массы конструкции сопла.

Глава 5

ЭНЕРГОУСТАНОВКИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ С КОМБИНИРОВАННЫМ УПРАВЛЕНИЕМ

5.1. ПОТЕНЦИАЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ СХЕМ

Строго говоря, не существует в чистом виде РДТТ, управляемого изменением только поверхности горения или $F_{кр}$. Скорость горения твердого топлива зависит от давления в камере сгорания, поэтому, изменяя поверхность горения или $F_{кр}$, мы тем самым воздействуем посредством изменения давления и на скорость горения. Теоретически возможна ситуация, когда поверхность горения заряда меняется, а давление в камере, за счет синхронного изменения $F_{кр}$, не изменяется. Скорость горения топлива при этом неизменна, и регулирование тяги осуществляется только за счет изменения поверхности горения. С практической точки зрения этот случай весьма интересен и требует специального рассмотрения.

Чувствительность давления при переменных S и $F_{кр}$ представляется как

$$\begin{cases} \frac{dp}{p} = -\frac{1}{1-\nu} \frac{dF_{кр}}{F_{кр}} & \text{при } S = \text{const}, \\ \frac{dp}{p} = -\frac{1}{1-\nu} \frac{dS}{S} & \text{при } F_{кр} = \text{const}. \end{cases} \quad (5.1)$$

Изменение расхода газа после дифференцирования уравнения баланса

$$\begin{cases} \frac{d\dot{m}}{\dot{m}} = -\frac{1}{1-\nu} \frac{dF_{кр}}{F_{кр}} & \text{при } S = \text{const}, \\ \frac{d\dot{m}}{\dot{m}} = -\frac{1}{1-\nu} \frac{dS}{S} & \text{при } F_{кр} = \text{const}. \end{cases} \quad (5.2)$$

Интегралы этих уравнений запишутся в виде

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{p}{p_0} = \left(\frac{F_{кр0}}{F_{кр}} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}, \\ \frac{p}{p_0} = \left(\frac{S}{S_0} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}, \\ \frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} = \left(\frac{F_{кр0}}{F_{кр}} \right)^{\frac{\nu}{1-\nu}}, \\ \frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} = \left(\frac{S}{S_0} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} (5.3) \\ (5.4) \\ (5.5) \\ (5.6) \end{array}$$

Анализ уравнений (5.5) и (5.6) показывает, что при использовании традиционных топлив ($\nu \sim 0,5$) регулирование расхода (тяги) при помощи изменения поверхности горения более эффективно, чем регулирование изменением площади критического сечения сопла.

Комбинированное регулирование, осуществляемое при одновременном изменении поверхности горения и площади критического сечения сопла, позволяет использовать любое топливо с любым ν при пропорциональном изменении S и $F_{кр}$.

Реализация комбинированного способа управления может быть осуществлена на РДТТ, имеющем сопло с регулируемым критическим сечением и какие-либо устройства, воздействующие на площадь поверхности горения.

На рис. 5.1 показаны изменения давления и расхода продуктов сгорания, рассчитанные для топлив с положительным показателем в законе скорости горения. Анализ показывает, что для топлива с $\nu = 0,5$ при десятикратном изменении расхода давление меняется в 100 раз, а при $\nu = 0,2$ – в 10^5 раз.

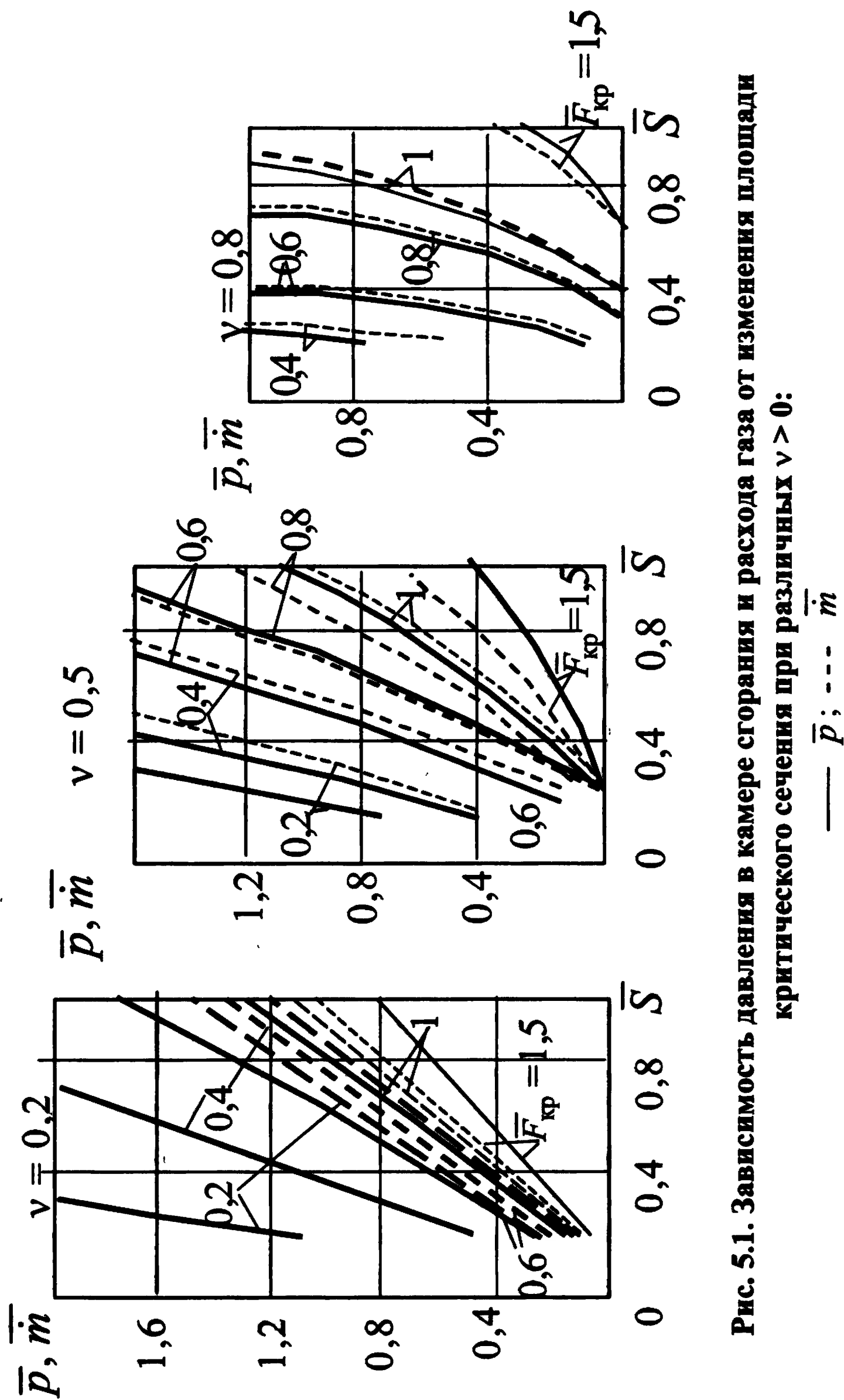


Рис. 5.1. Зависимость давления в камере сгорания и расхода газа от изменения площади критического сечения при различных $\gamma > 0$:

При комбинированном способе управления при $v > 0$ снижается масса конструкции ($p = \text{const}$), но и уменьшается диапазон регулирования. Было $\sim \bar{S}^{\frac{1}{1-v}}$, стало $\sim S \sim F_{\text{кр}}$. Для топлив, имеющих отрицательный показатель в законе скорости горения $v < 0$ в некотором диапазоне, скорость горения уменьшается с ростом давления и увеличивается с его уменьшением. Увеличение газоприхода с ростом поверхности горения вызывает рост давления в камере. Но это давление, в свою очередь, должно снизить скорость горения и, естественно, газоприход.

Зависимости для относительного давления и расхода приобретают вид

$$\begin{cases} \bar{p} = \left(\frac{\bar{S}}{\bar{F}_{\text{кр}}} \right)^{\frac{1}{1+v}}, \\ \bar{m} = \left(\frac{\bar{S}}{\bar{F}_{\text{кр}}} \right)^{\frac{1}{1+v}}. \end{cases} \quad (5.7)$$

На рис. 5.2 представлена зависимость давления и расхода газа от поверхности горения и площади критического сечения сопла при фиксированном отрицательном значении показателя v . Заметна тенденция уменьшения размаха изменения давления с ростом возможного диапазона глубины регулирования расхода. При пропорциональном изменении поверхности горения и площади критического сечения сопла давление в камере сгорания остается постоянным.

Комбинированный способ регулирования для $v < 0$ позволяет расширить диапазоны изменения параметров, сделать алгоритмы управления более гибкими. Весьма наглядными в этом смысле являются графики, на которых изображены две ветви кривых при $\bar{S}=1$ и $\bar{S}=0,2$, что позволяет четко уловить тенденцию явления (см. рис. 5.3 – 5.5). Излом кривых при переходе через ось $\bar{m}$ (см. рис. 5.3) связан с изменением масштаба положительной и отрицательной полуосей v .

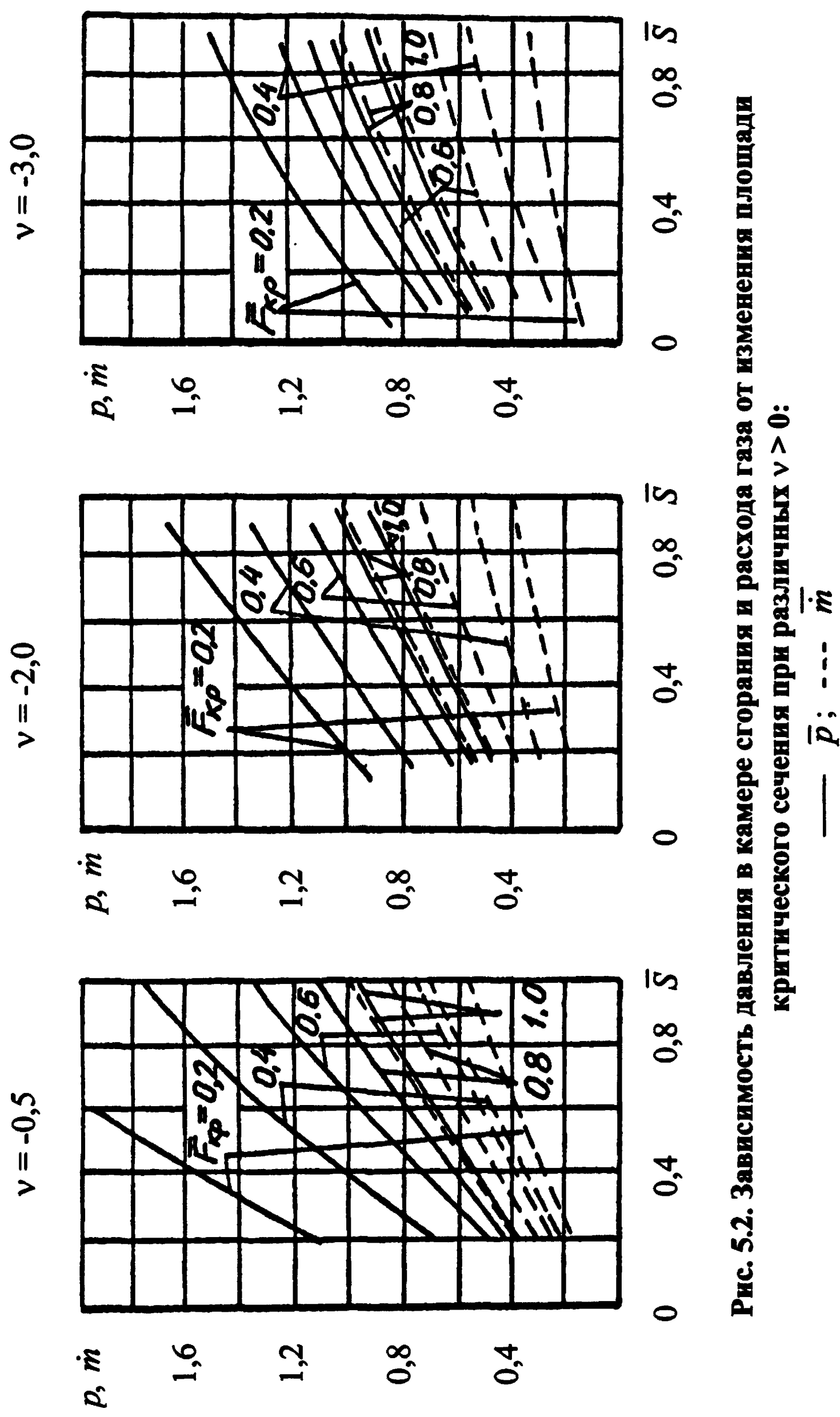


Рис. 5.2. Зависимость давления в камере сгорания и расхода газа от изменения площади критического сечения при различных $\nu > 0$:

— $\bar{p}$; --- $\dot{m}$

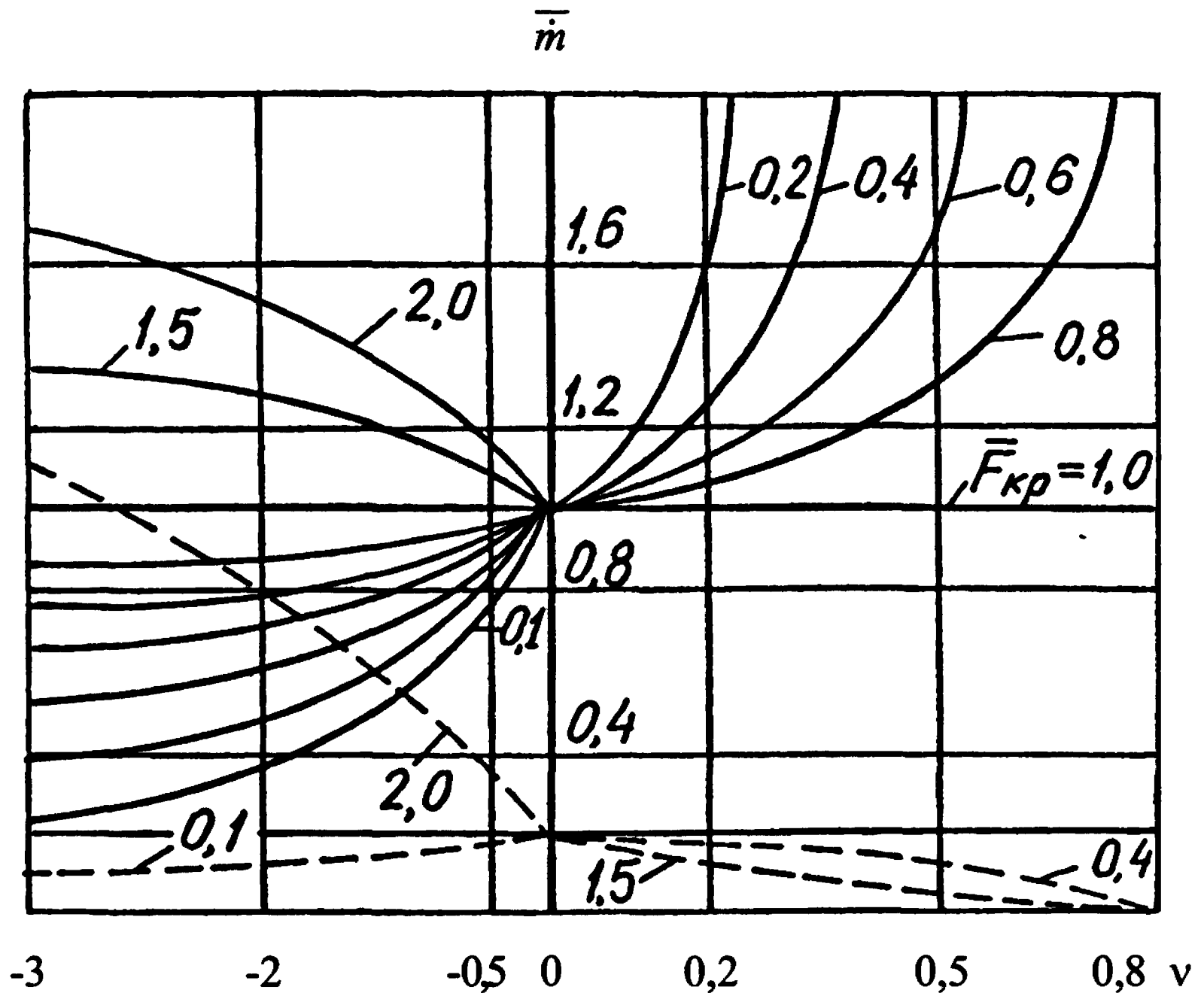


Рис. 5.3. Зависимость расхода ПС в комбинированной регулируемой установке от изменения площади критического сечения сопла и площади поверхности горения для различных топлив:

— $\bar{S} = 1,0$; --- $\bar{S} = 0,2$

Эти графики наглядно показывают преимущества топлив с отрицательным v для регулируемых РДТТ. Так, изменение $\bar{S} = 1,0/0,2 = 5$ при $\bar{F}_{кр} = 2,0$ позволяет получить $\bar{P} = 17$ при изменении давления в камере всего $\bar{p} = 1,05/0,85 = 1,24$.

Видно, что в области $v = -3 + 2$ градиенты изменения величин $\frac{dp}{dS}$, $\frac{dm}{dS}$ (см. рис. 5.3 для топлив с $v > 0$) значительно меньше (кривые пологие); для малых значений $F_{кр}$ ($\bar{F} = 0,2 \dots 0,4$) градиенты быстро растут, что, собственно, и следует из уравнения сохранения массы.

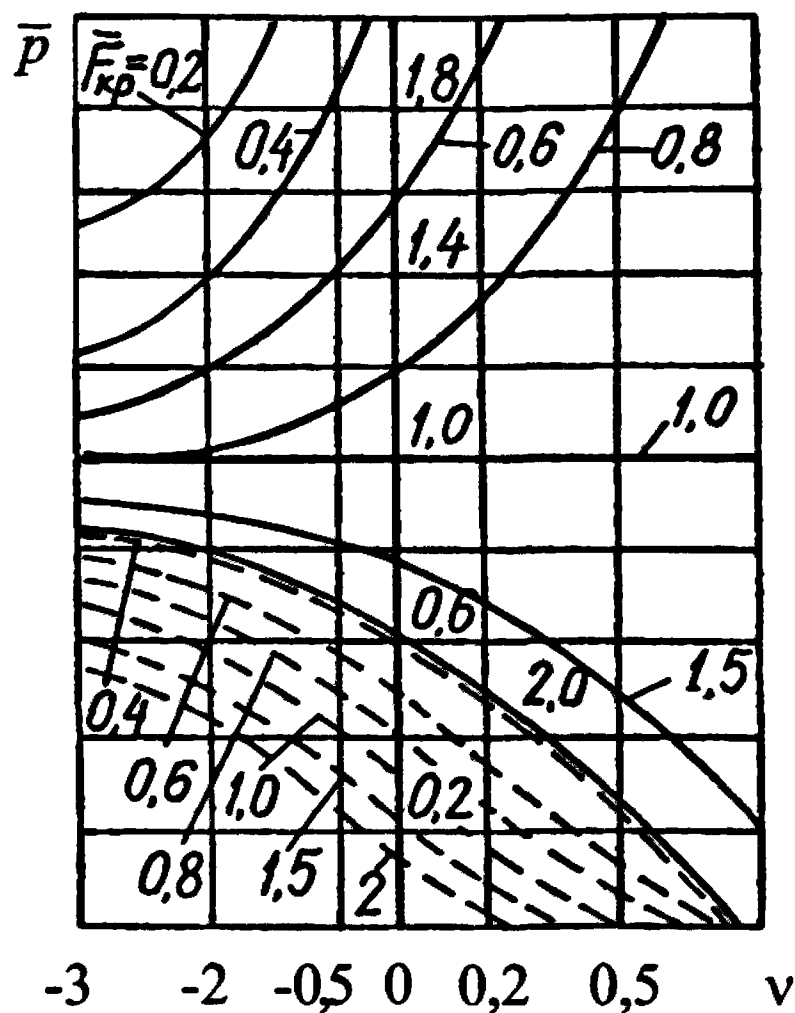


Рис. 5.4. Зависимость давления в КС комбинированного РДТТ от F_{kp} и S для различных топлив:
 — $\bar{S} = 1.0$; --- $\bar{S} = 0.2$

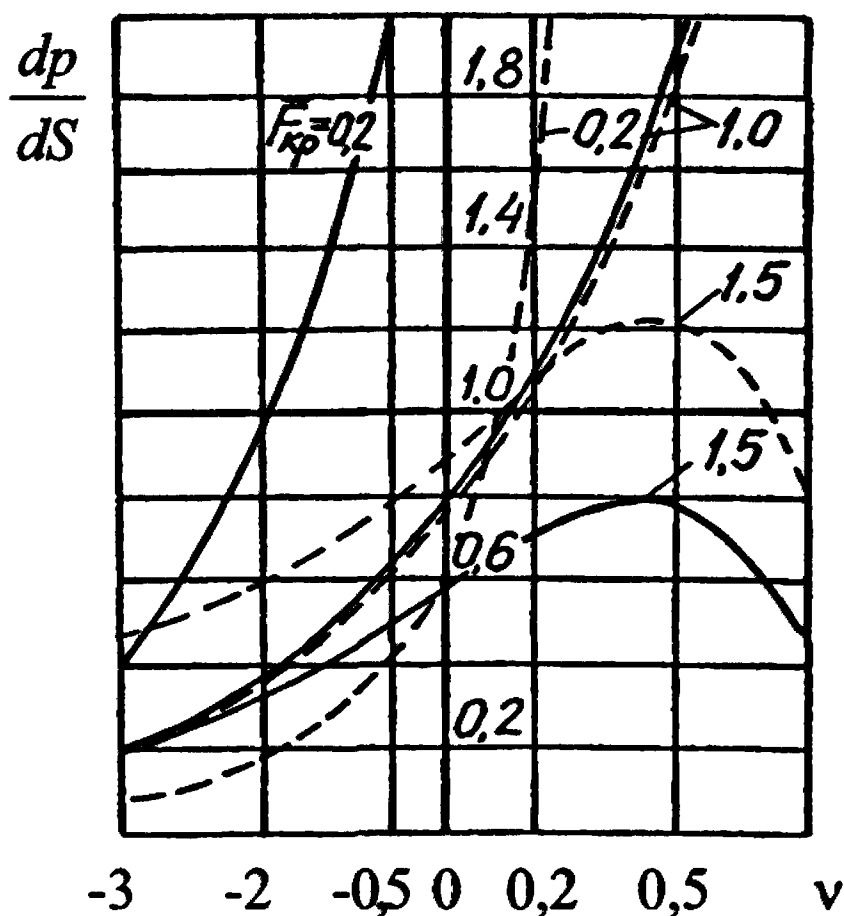


Рис. 5.5. Чувствительность параметров регулируемого РДТТ комбинированной схемы для различных топлив:
 — $\bar{S} = 1.0$; --- $\bar{S} = 0.2$

5.2. УПРАВЛЯЕМЫЕ ЭУТТ РАЗДЕЛЬНОГО СНАРЯЖЕНИЯ

Одним из наиболее перспективных типов ЭУТТ с дискретно изменяемыми режимами тяги считаются двигательные установки раздельного снаряжения (ДУ РС). Под раздельным снаряжением подразумевается использование твердотопливного заряда, состоящего отдельно из блока окислителя и блока горючего. Появление в конце 50-х годов такого решения было обусловлено необходимостью поднятия энергетических характеристик СТТ за счет несовместимых в одном составе компонентов окислителя и горючего [10, 22, 25, 52]. Пример простейшего схемного решения однокамерного варианта ДУ РС того времени представлен на рис. 5.6.

Однако довольно быстро практический интерес стал представлять только вариант использования одного из компонентов (блоков) с высоким давлением дефлаграции, что позволило ракетному двигателю приобрести совершенно новое функциональное качество: оперативно управлять включением и выключением этого блока, а значит, и менять рабочие режимы [55].

ДУ РС могут быть выполнены как двухрежимные регулируемые двигатели или как двигатели многократного запуска.

Первые сведения о проявлении интереса к исследованию регулируемых ДУ РС относятся к началу 1960-х годов. В США активные исследования в этом направлении проводились фирмой «Amcel Propulsion» (переименованной вскоре в «Northrop Carolina») [22], а в СССР, по всей вероятности, работы сосредоточивались в вузах. В 1980-х годах были предприняты попытки создать двигательную установку РС для ракеты «Трайдент-II».

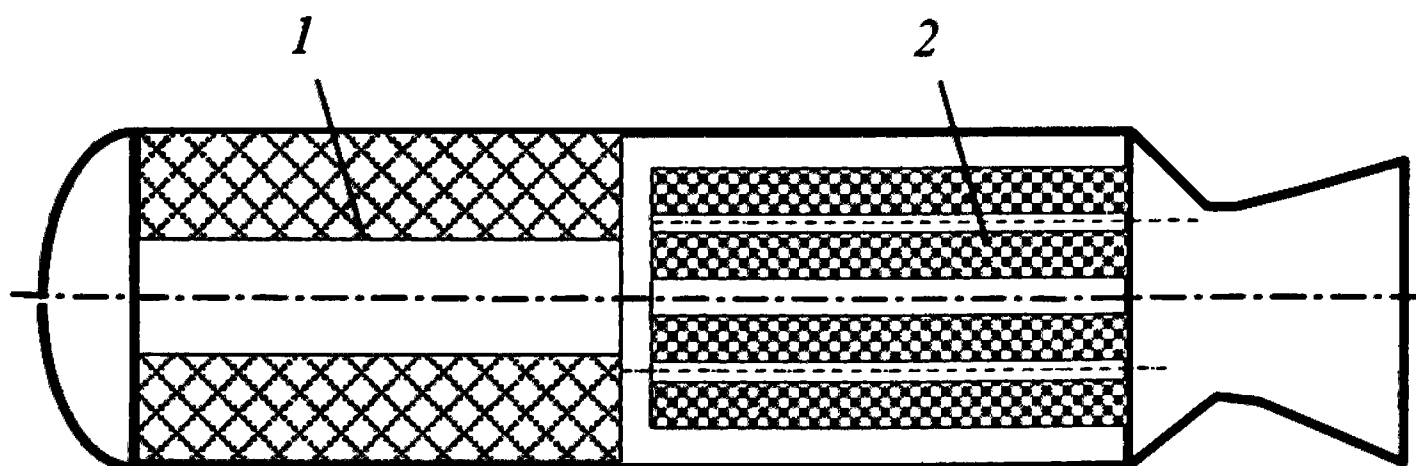


Рис. 5.6. Простейшая схема ДУ РС (без регулирования расхода):

1 – заряд окислителя; 2 – заряд горючего

Во всех схемах регулируемых ДУ РС в качестве горючего использовались обычные составы топлива, поскольку они имели отрицательный кислородный баланс. В качестве состава заряда окислителя были опробованы различные компоненты, способные к самоподдерживающемуся горению, например перхлорат аммония. Перхлорат аммония (ПХА) оказался способен к самоподдерживающемуся горению, начиная с давления ~ 2 МПа и выше. При давлении менее 1,8 ... 2 МПа ПХА не воспламенялся, т.е. обладал ярко выраженным и имеющим практическое значение пределом дефлаграции [30, 36, 37]. В дальнейших исследованиях, учитывая сказанное и ряд других факторов, предпочтение было отдано заряду окислителя из ПХА [52, 68].

К преимуществам схем ДУ РС относится возможность повышения удельного импульса тяги на маршевом режиме за счет эффекта дожигания продуктов сгорания горючего, использование компонентов окислителя и горючего, несовместимых при их механическом смешении в обычном составе.

В настоящее время предложено множество вариантов схемных и схемно-компоновочных решений ДУ РС на основе использования зарядов раздельного снаряжения. Наибольший практический интерес представляет схема ДУ РС, показанная на рис. 5.7. Принципиальное отличие этой схемы от схем ДУ с использованием составов с высоким давлением дефлаграции состоит в том, что в нее введены дополнительные элементы: камера дожигания (КД) 2, установленная перед маршевым соплом, и регулятор расхода 5 на газовой трубе между КС «Г» и КС «О». В камере дожигания происходит смешение и дожигание продуктов сгорания (ПС) «Г» и ПС «О», при этом температура продуктов сгорания на входе в маршевое сопло может увеличиваться до ~ 50 % от уровня температуры ПС обычных газогенерирующих топлив (с 2000 до 3000 К). Это диктует необходимость выполнения конструкции КД и маршевого сопла из жаростойких, как правило керамических, материалов, способных к тому же выдерживать повышенный окислительный потенциал.

Без клапана 4 невозможно ни реализовать максимальную глубину регулирования, поскольку было бы нарушено оптимальное соотношение компонентов, ни добиться, по этой же причине, ограничения разбросов ВБХ.

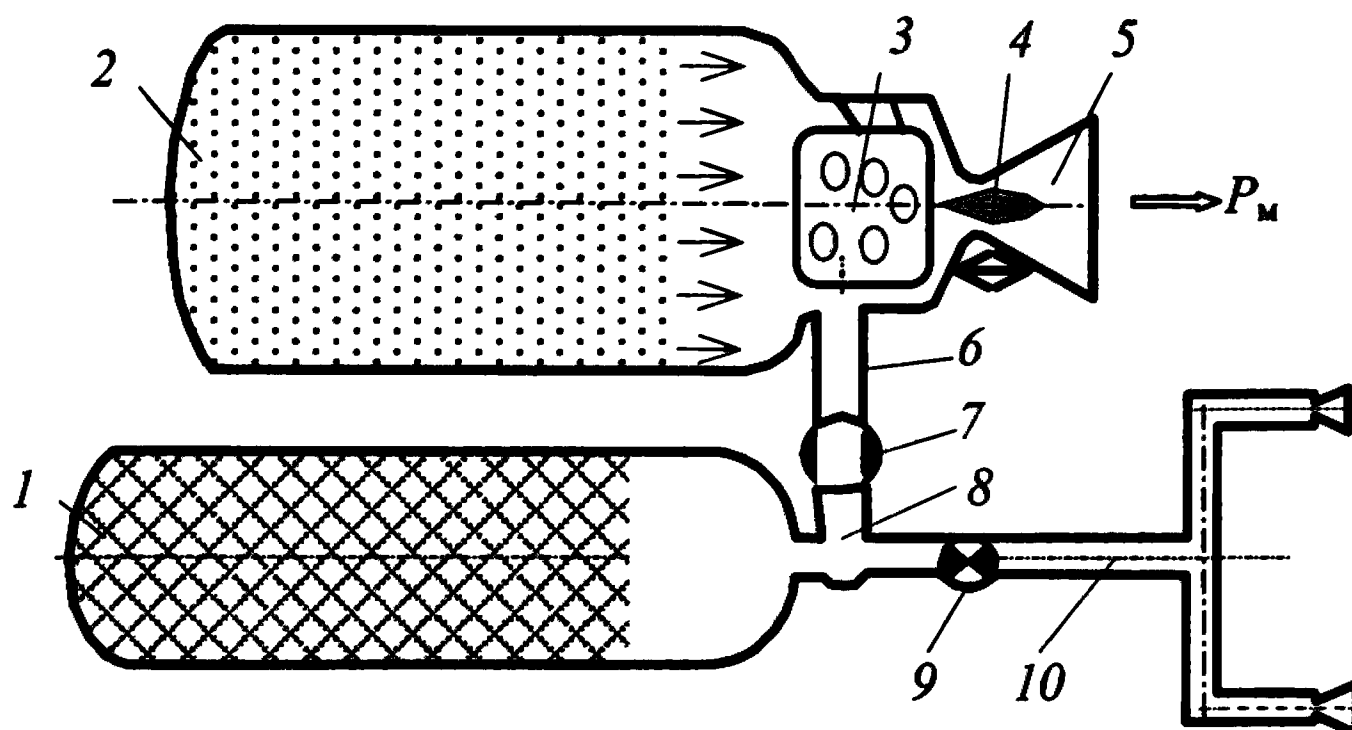


Рис. 5.7. Схема двухрежимной ДУ РС:

1 – КС «Г»; 2 – КС «О»; 3 – камера дожигания;
 4 – регулятор расхода маршевого сопла; 5 – маршевое сопло; 6 – газовод;
 7 – клапан перепуска ПС «Г»; 8 – регулятор расхода КС «Г»;
 9 – клапан магистрали управления; 10 – газовод к управляющим соплам

Глубина регулирования ДУ РС может быть определена по зависимости

$$\bar{P} = \frac{\bar{I} \bar{m}}{1 - q}, \quad (5.8)$$

где $\bar{m}$ – диапазон регулирования расхода КС «Г», который будет определяться допустимым изменением скорости горения «Г» $\bar{u} = u_{\max} / u_{\min}$ и давления; $\bar{I}$ – относительное повышение удельного импульса тяги на маршевом режиме за счет эффекта дожигания; q – доля ПС КС «О», отнесенная ко всем продуктам сгорания ДУ РС.

При термодинамических расчетах, проведенных с разными комбинациями топливных пар «О» – «Г» и разными соотношениями q , выявлена сильная зависимость чувствительности удельного импульса тяги от q и определено оптимальное значение $q_{\text{опт}}$. Типичный график $I = f(q)$ показан на рис. 5.8. Для разных пар топлив значения $q_{\text{опт}}$, определенные по результатам термодинамических расчетов (в диапазоне рабочих давлений от 2 до 6 МПа), мало отличаются друг от друга – от 0,52 до 0,56.

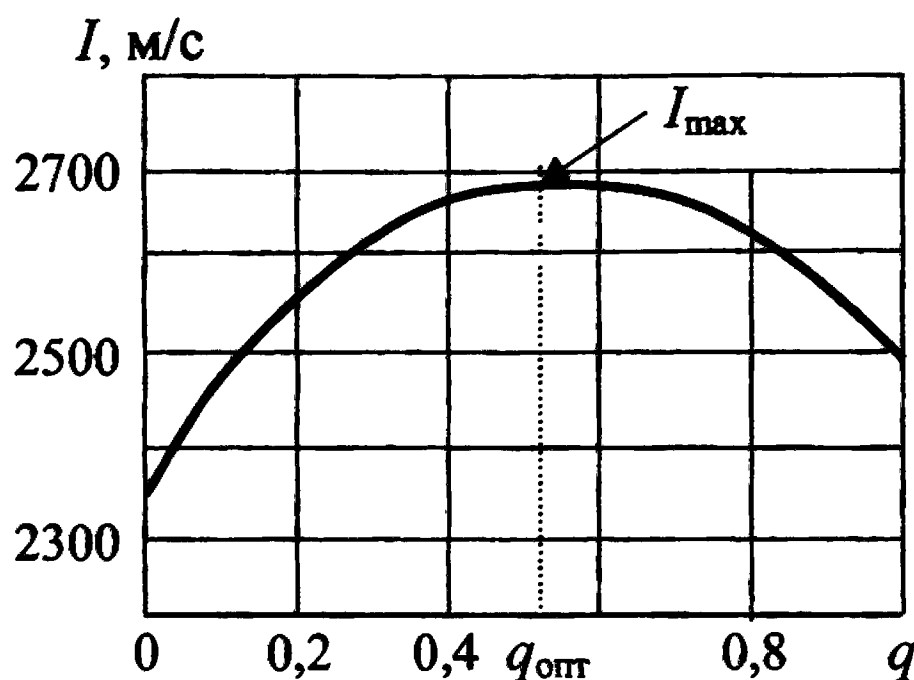


Рис. 5.8. Зависимость $I = f(q)$ для заряда раздельного снаряжения

Подставив в формулу (5.8) данные термодинамических расчетов ($\bar{I} = 1,15 \dots 1,18$, а $q \cong 0,56$) и приняв во внимание, что номинальное значение $\bar{u}$ не может превышать 5 – 6, получим максимальную глубину регулирования, которую можно реализовать для этой схемы (без учета отрицательного влияния других факторов), в пределах ~ 16 .

Это значение несколько меньше уровня, заявляемого другими авторами (~ 25), однако показывает не гипотетические, а реальные возможности, которые все равно превосходят предельные возможности не только «классического», но и других относительно известных методов регулирования выходных параметров.

Из всех прочих «неклассических» методов по этому методу регулирования тяги имеется наибольшее количество публикаций с результатами экспериментальных исследований. В 1980-х гг. наиболее крупномасштабные и комплексные экспериментальные исследования ДУ РС по заданию отраслевых КБ и НИИ выполнялись в ОКБ «Темп» (г. Пермь).

Однако, несмотря на высокий потенциальный уровень технических характеристик ДУ РС, до сих пор не известно ни одного примера практического ее использования. Это объясняется рядом серьезных причин.

Работа всех схем ДУ РС с одним из зарядов, имеющим высокий уровень дефлаграции, зиждется на эффекте стабильного, вос-

производимого во времени погасания и воспламенения топлива при одном и том же давлении. К сожалению, выяснилось, что давление дефлаграции существенно зависит от температуры поверхности заряда: с увеличением температуры предел дефлаграции снижается и при достаточно высокой температуре может совсем исчезнуть. Этот эффект был выявлен давно, при лабораторных исследованиях свойств топлив и ПХА. Однако разработчики двигателей не придали сначала ему особого значения. Лишь позже, после накопления практического материала о «поведении» двигателей при ОСИ, особенно при многократном включении КС «О», достаточно длительной работе газогенератора (сотни секунд) и длительных паузах в работе КС (несколько десятков секунд), стало понятным отрицательное влияние неизбежного теплового прогрева поверхности топлива на эффект дефлаграции.

На рис. 5.9 показан качественный характер изменения давления от цикла к циклу в камере окислителя, полученный при обработке осциллограмм ОСИ крупногабаритной стендовой установки. Видно, что от цикла к циклу давление в КС «О», его уровень и характер так изменяются, что при последнем отключении газогенератора горючего от камеры «О» гашения заряда окислителя не произошло. Результат закономерен, поскольку, чем больше время воздействия горячих продуктов сгорания на «оголенные» после сгорания топлив стенки корпуса двигателя, заднее днище и другие элементы (т.е. чем больше эти элементы аккумулируют в себе тепловую энергию), тем интенсивнее в паузах между включениями они отдают накопленную энергию в окружающее пространство. Часть излучаемой энергии попадает при этом и на поверхность топлива.

Этот процесс для заряда окислителя еще более усугубится, если функционирование ДУ РС осуществляется не в вакууме, а в среде с остаточным давлением (как при ОСИ). Тогда наряду с лучистой энергией на поверхность топлива переносится и дополнительная энергия за счет теплопроводности среды. При аккумулировании оголенной внутренней поверхностью камеры сгорания окислителя некоторого количества тепла наступает критический

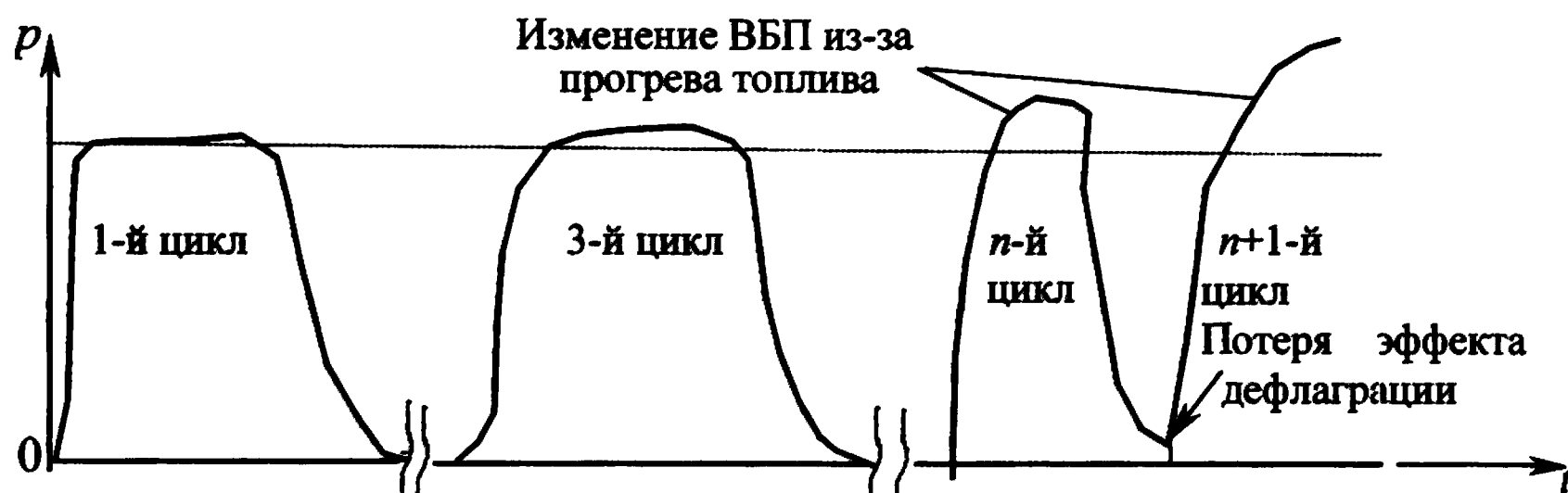


Рис. 5.9. Типичный характер изменения ВБП в КС «О» (при постоянстве F и $\dot{m}_{\text{тп}}$) при проведении ОСИ

момент, когда горение заряда в маршевой камере сгорания становится нечувствительным к спаду давления, обусловленному прекращением подачи ПС «Г», а внутренняя баллистика становится нерасчетной. Критический запас энергии прямо зависит от суммарной длительности работы КС, пауз в работе, теплофизических характеристик продуктов сгорания и характеристик теплозащитных материалов, соприкасающихся с продуктами сгорания, и косвенно от конструкции.

Таким образом, при достижении критического времени работы заряда окислителя метод управления режимами тяги на основе эффекта дефлаграции при использовании схемных решений, подобных приведенному на рис. 5.7, становится неработоспособным. Следовательно, эта схема может быть рекомендована для ограниченных условий применения: либо для малой суммарной продолжительности работы заряда окислителя, либо при наличии длительных пауз в работе блока окислителя, во время которых избыточное накопленное тепло будет успевать отводиться во внешнюю среду. Выполнение последнего условия маловероятно, поскольку подразумевает длительность работы камеры сгорания горючего на режиме малой тяги не менее нескольких десятков минут, а реальных задач с такими режимами пока не существует.

Для реализации больших потенциальных возможностей ДУ РС авторы предлагают несколько путей решения проблемы отвода теплового потока.

Первый путь – это использование заряда окислителя, состоящего из двух полузарядов, схема расположения которых в камере представлена на рис. 5.10. При такой схеме заряда, когда поверхности горения расположены друг против друга, лучистый тепловой поток, попадающий на их поверхность горения, будет самым минимальным из всех возможных вариантов.

Иной путь решения «тепловой» проблемы – это активное захлаживание поверхности топлива в период пауз в работе ДУ. Захлаживание технически можно осуществить направленной подачей на поверхность топлива холодного и притом химически нейтрального (инертного) газа. Источником холодного газообразного рабочего тела может быть либо дополнительная емкость со сжатым газом, либо специальный газогенератор, снабженный фильтрующим патроном, изготовленным из материала с высокой теплоемкостью, например из бора. Однако очевидно, что эта мера, продлевая «живучесть» ДУ, одновременно будет приводить к ухудшению массогабаритных характеристик и снижению надежности ее функционирования из-за усложнения структуры.

Другая крупная проблема схем ДУ РС, выявленная в процессе исследований, также связана с зарядом окислителя. С одной стороны, эта проблема обусловлена технологическими трудностями изготовления монолитных крупноразмерных зарядов диаметром 400 ... 500 мм и длиной 800 ... 1200 мм методом прессования. Вероятно, необходимо искать другие методы изготовления заряда,

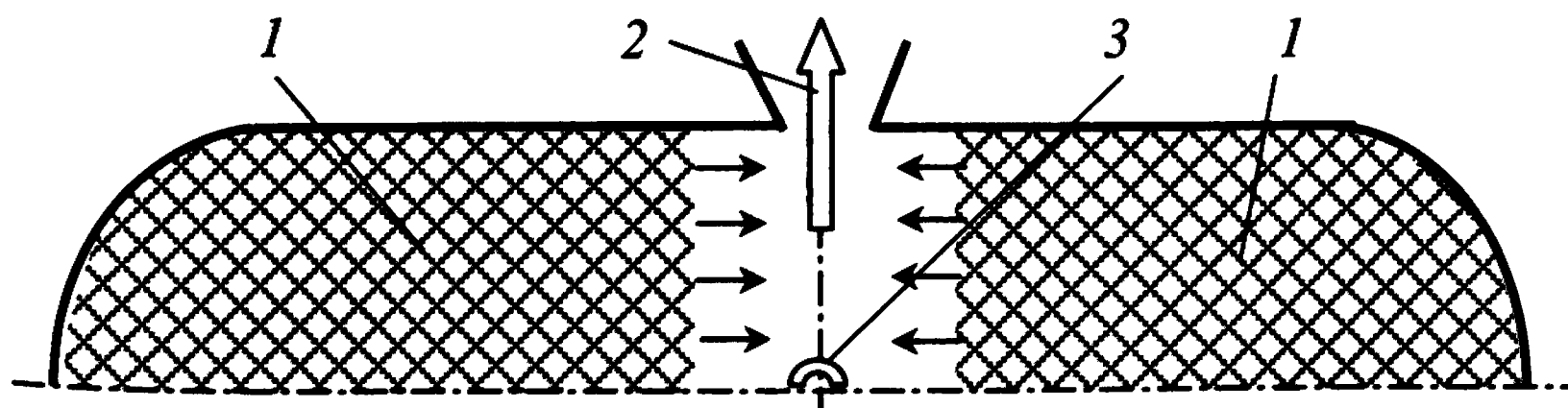


Рис. 5.10. Предлагаемый вариант исполнения камеры газогенератора окислителя:

1 – полузаряд окислителя; 2 – сопло маршевой тяги; 3 – ввод в камеру окислителя продуктов сгорания газогенератора горючего

например путем выращивания монокристаллов ПХА. С другой стороны, эта проблема связана с нерешенностью обеспечения прочности заряда в эксплуатационных условиях, поскольку прессованный ПХА очень хрупок и имеет ограниченную допустимую деформацию.

Таким образом, несмотря на значительный объем выполненных исследовательских и конструкторских работ по ДУ РС, из-за перечисленных выше технических проблем так и не создано двигательных установок, сохраняющих работоспособность длительное время (сотни секунд).

Однако поскольку данный метод имеет высокий потенциал (возможность реализации высокого импульса тяги и достижения большой глубины регулирования), накоплен бесценный опыт исследований и отработки узлов, выявлен ряд принципиальных методов решения тепловых и технологических проблем, то имеет смысл продолжить фундаментальные исследования схем ДУ РС. Концентрировать усилия необходимо на конкретном решении тепловых и технологических проблем по заряду окислителя.

Глава 6

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ С ПОДАЧЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В КАМЕРУ СГОРАНИЯ

6.1. АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ

Идея энергетической установки с подачей твердого топлива в камеру сгорания является привлекательной с точки зрения больших возможностей постоянного управления энергетическими параметрами в широких пределах, возможности выключать ЭУ путем прекращения подачи твердого топлива. Однако применение таких ЭУ в летательных аппаратах в качестве двигателя ограничено ввиду большой массы устройств подачи топлива, а также ввиду того, что устройства подачи, как правило, не способны обеспечивать потребных расходов подачи топлива в камеру сгорания. Вместе с тем ЭУ с подачей топлива находят применение в различных наземных малогабаритных установках большой мощности с высокими эксплуатационными характеристиками. Если примером использования таких установок в прошлом является паровой двигатель, работающий на угле (или просто обогревательная печь), то современным примером является одна из разновидностей МГД-генератора, работающего на твердом ракетном плазмообразующем топливе.

На летательных аппаратах ЭУ с подачей топлива могут использоваться в качестве источника рабочего тела для различных потребностей (например, для наддува баков).

На рис.6.1 – 6.3 представлены типичные схемы ЭУ, где малые навески топлива размещены на ленте, которая по принципу пулеметной ленты подается в камеру сгорания.

На рис. 6.4 дана схема с ножом-затвором, отрезающим каждый раз от подаваемого в ЭУ твердотопливного стержня навески различной массы.

На рис. 6.5 приведена схема ЭУ с перезаряджанием ТТ. Недостатком ЭУ этих схем является наличие быстродействующего затвора 2, подвергаемого действию внутрикамерного давления. Обтюрация подверженной воздействию больших давлений и температур камеры сгорания с быстродействующим затвором является трудноразрешимой задачей.

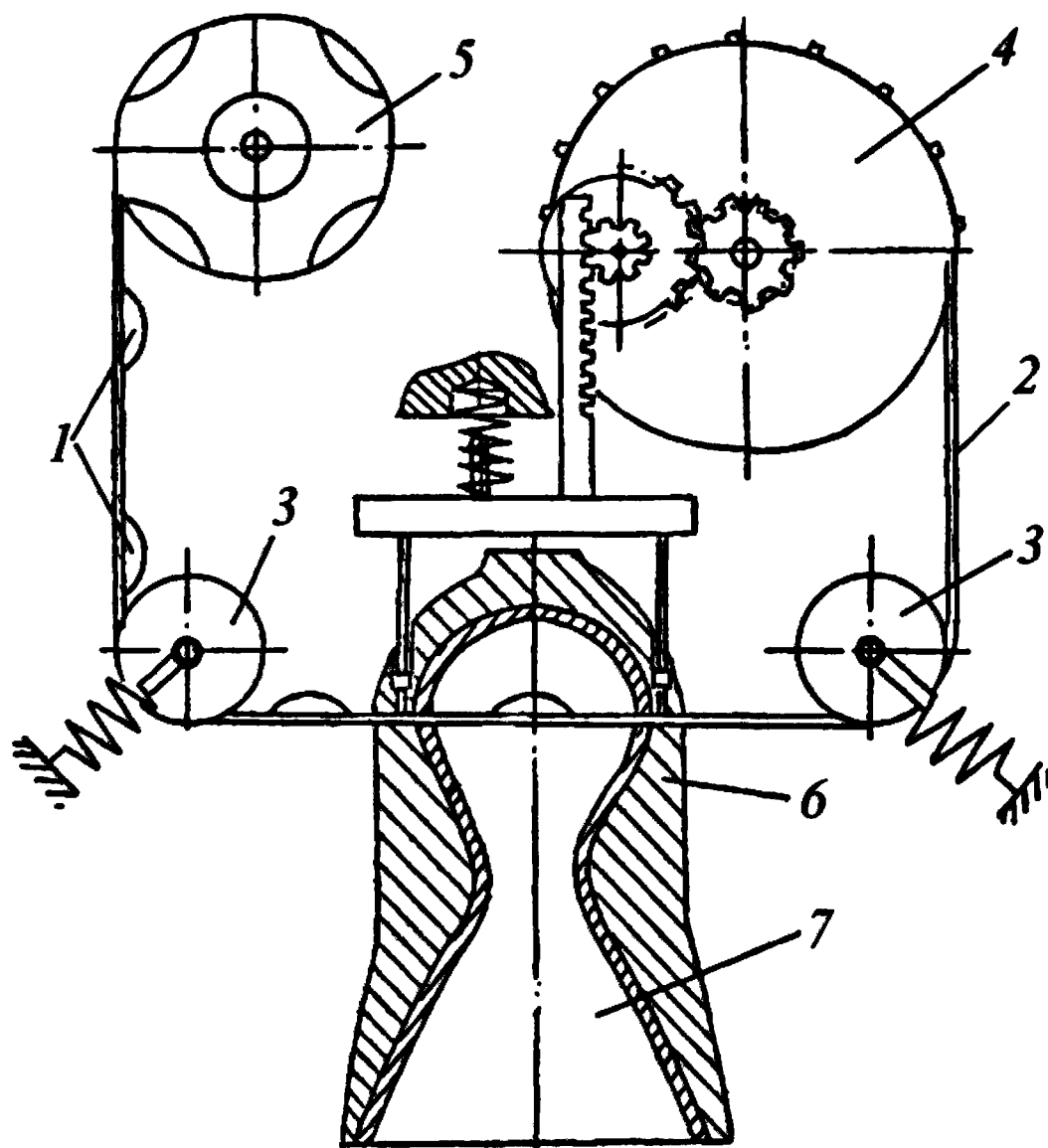


Рис. 6.1. Энергоустановка с пульсирующим режимом работы:
 1 – заряд; 2 – лента; 3 – устройство натяжения ленты; 4 – барабан;
 5 – подающий механизм; 6 – корпус КС; 7 – КС

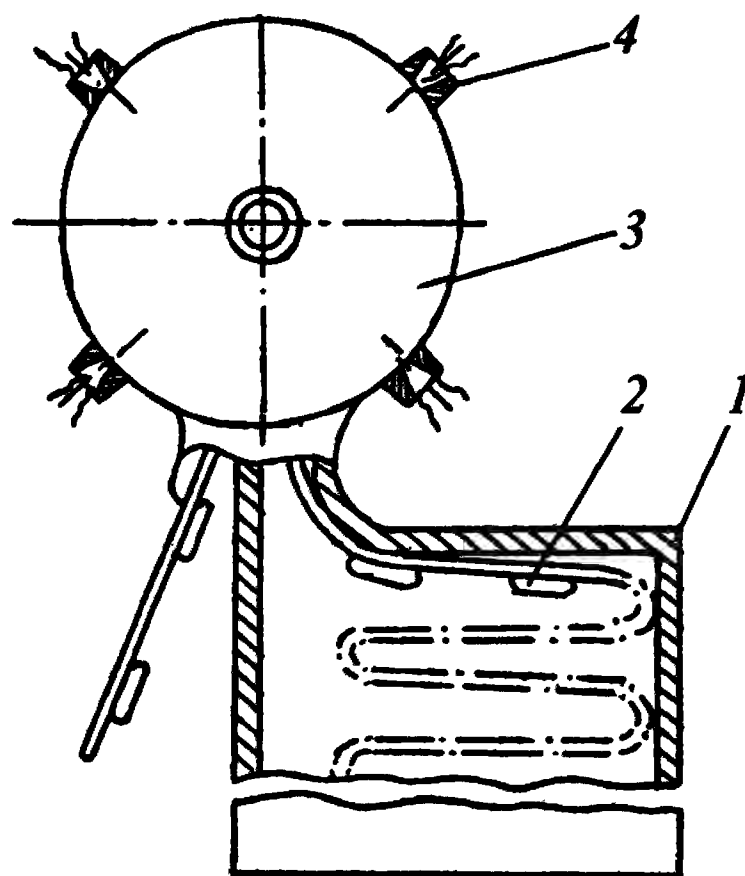


Рис. 6.2. Энергоустановка с поворотной КС:
 1 – бункер; 2 – заряд; 3 – КС роторного типа; 4 – сопловой блок

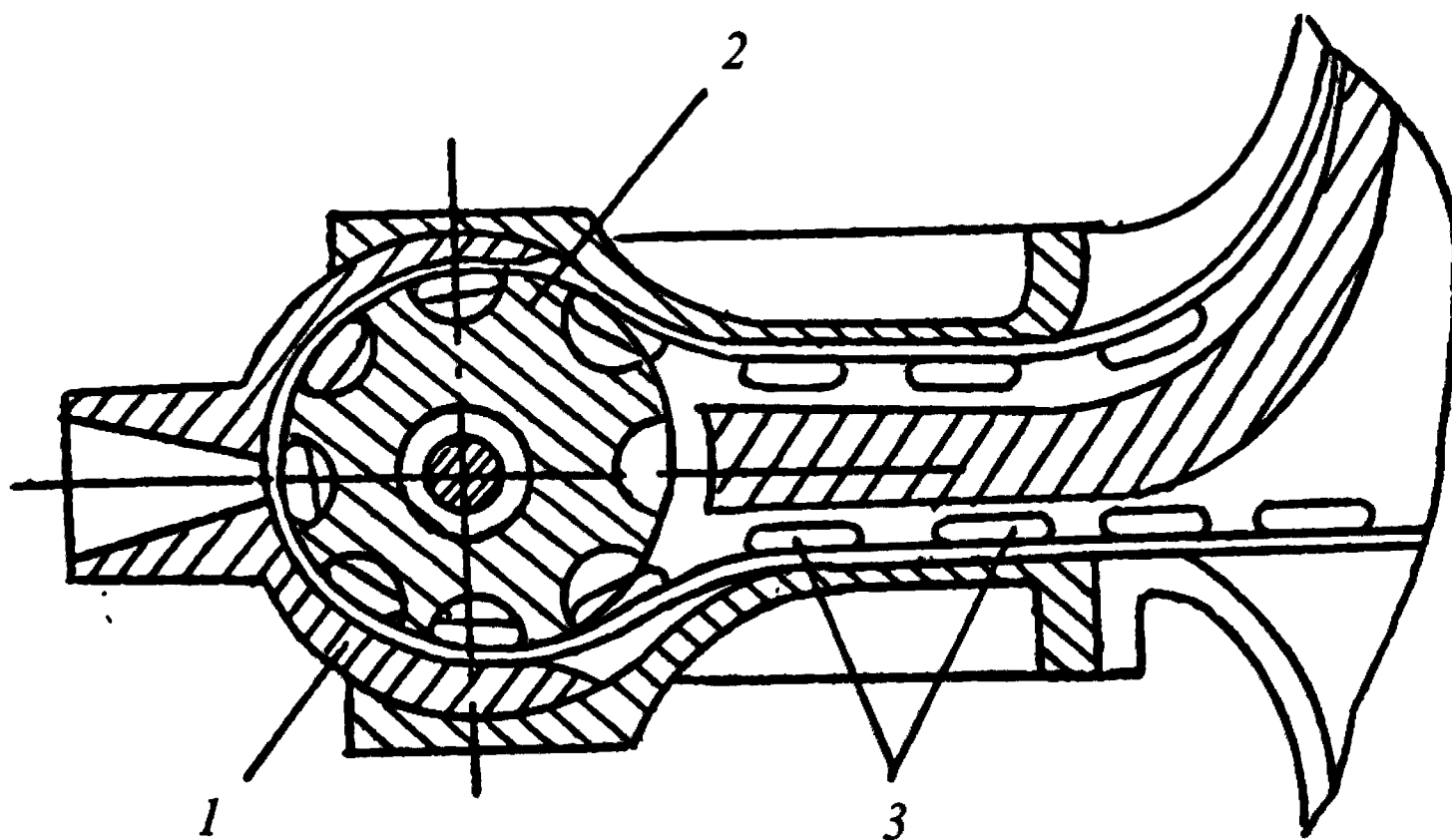


Рис. 6.3. Энергоустановка с поворотной головкой камеры сгорания:
 1 – камера сгорания; 2 – поворотная головка; 3 – заряды

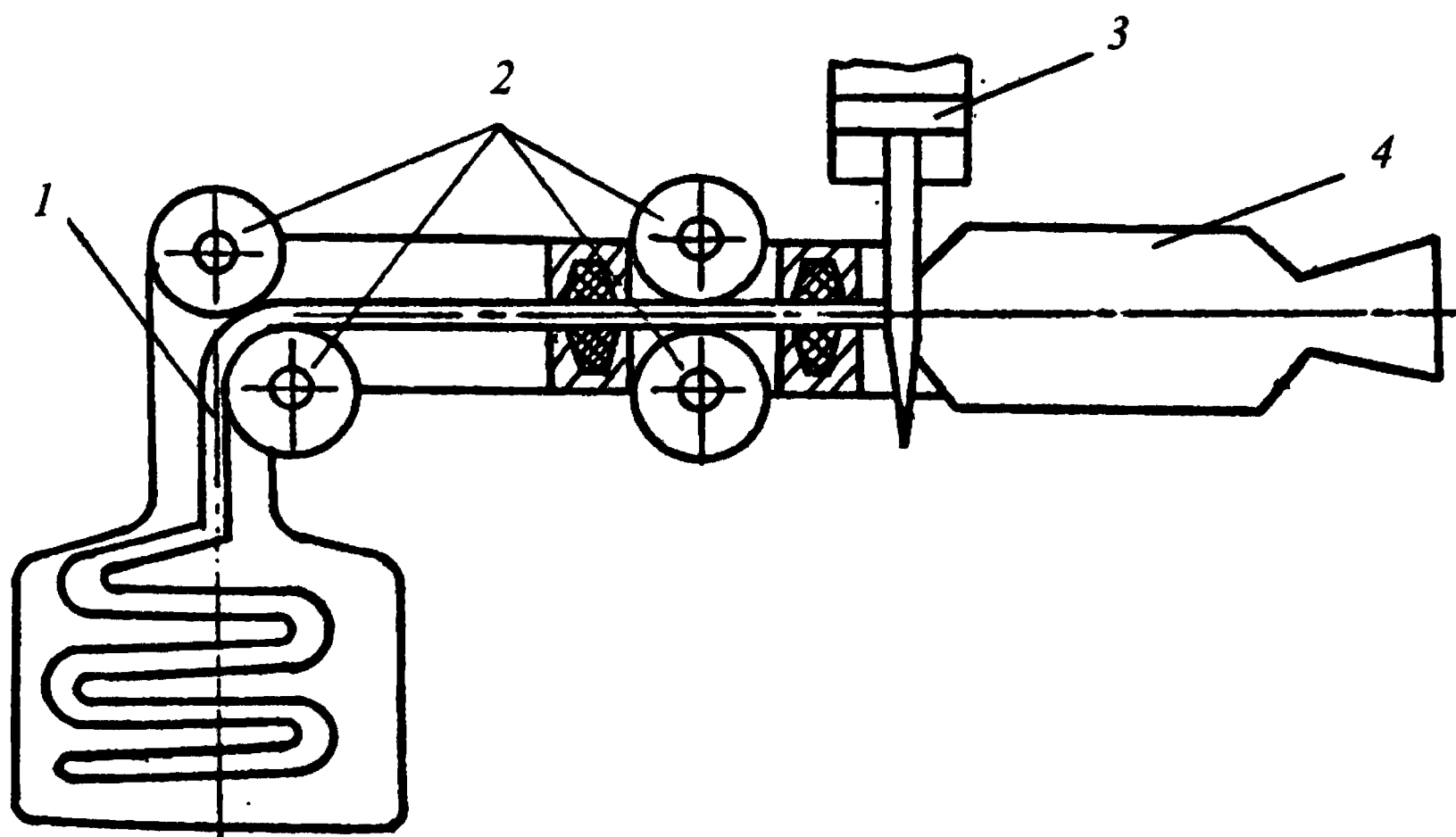


Рис. 6.4. Энергоустановка с ленточным (шнуровым) зарядом:
 1 – заряд; 2 – подающее устройство; 3 – отсекатель; 4 – КС

Беззатворная ЭУ (рис. 6.6) лишена многих недостатков предыдущих конструкций.

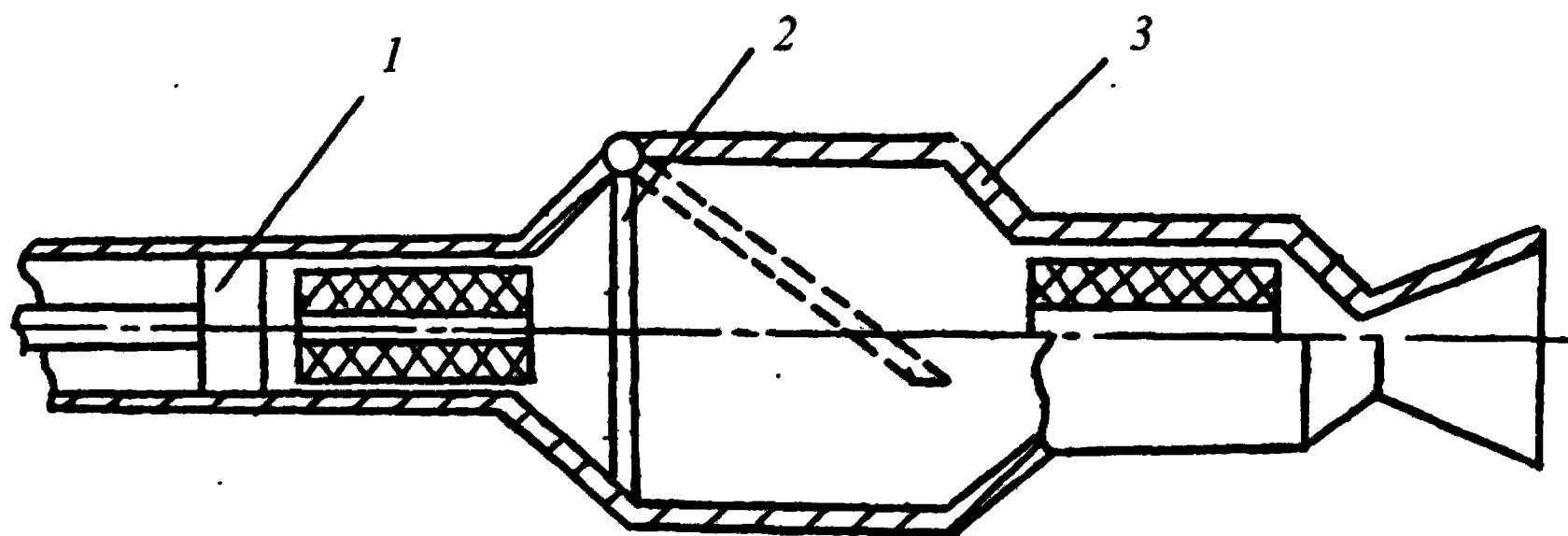
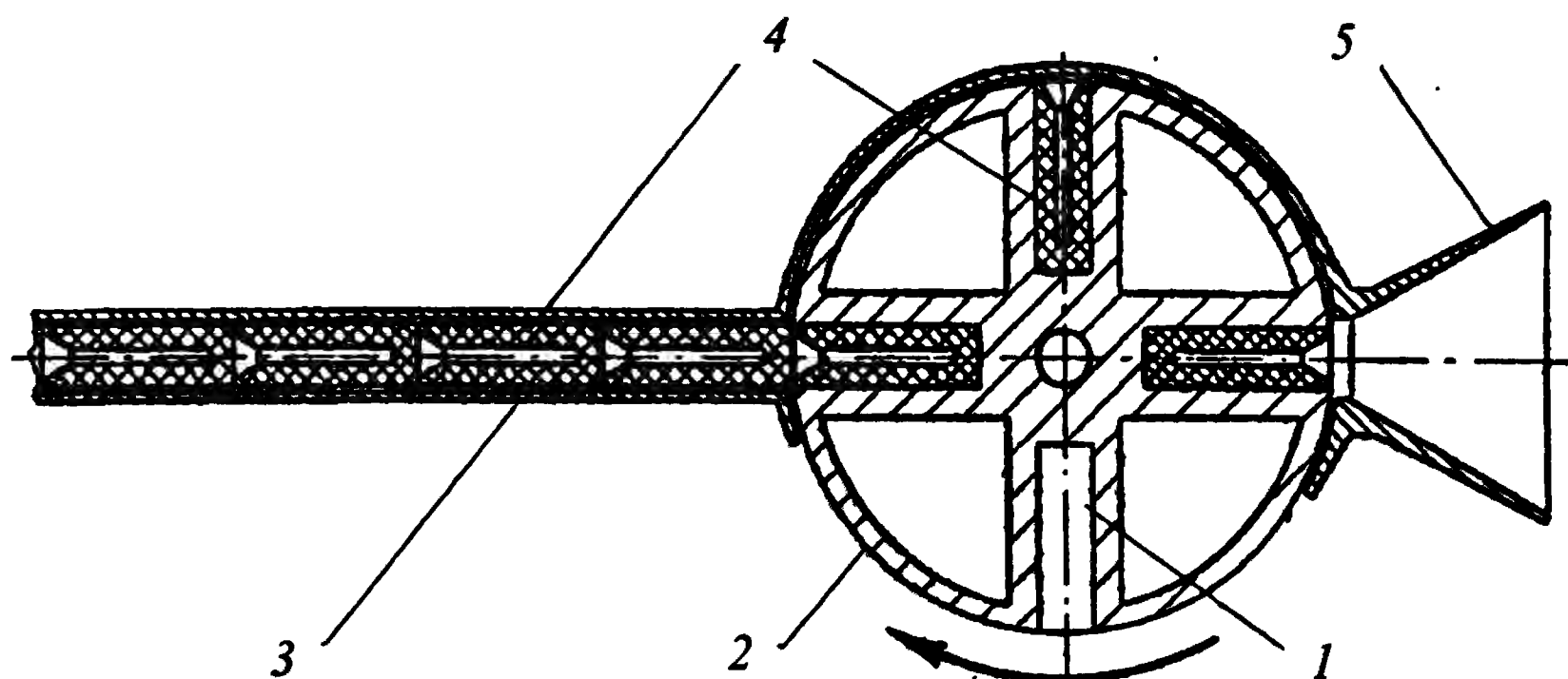


Рис. 6.5. Энергоустановка с перезаряжением:
1 – подающий механизм; 2 – затвор; 3 – КС



**Рис. 6.6. Беззатворная ЭУ с барабаном подачи
твердотопливных зарядов:**
1 – гнезда; 2 – барабан; 3 – магазин; 4 – заряды; 5 – раструб

В гнезда 1 барабана 2 из магазина 3 подаются элементарные заряды 4, каждый из которых представляет собой маленький бессопловой двигатель – ракетный двигатель открытой схемы (РДОС). РДОС является твердотопливная шашка, цилиндрический канал которой спрофилирован таким образом, чтобы, с одной стороны, на срезе канала формировался сверхзвуковой поток продуктов сгорания, а с другой стороны, при полном выгорании заряда не оставалось дегрессивных остатков. Гнезда 1 представ-

ляют собой открытые полости, которые ни закрывать, ни герметизировать не нужно. Для увеличения удельного импульса ЭУ может быть снабжена раструбом 5. Между раструбом 5 и барабаном 2 устанавливаются щетки, обеспечивающие герметизацию (не обязательно полную) и рассчитанные на малый перепад давления.

Использование ресивера позволяет улучшить эксплуатационные характеристики ЭУ за счет меньшей зависимости от дискретно-пулеметного режима подачи топлива (рис. 6.7).

Непрерывная подача твердотопливных шашек в камеру сгорания, давление в которой превышает 0,3 ... 0,6 МПа, едва ли может считаться рациональной. С одной стороны, высокие деформативные свойства топлива не позволяют обращаться с зарядом как с абсолютно твердым телом (подача металлических стержней в камеру сгорания являлась бы вполне осуществимой задачей).

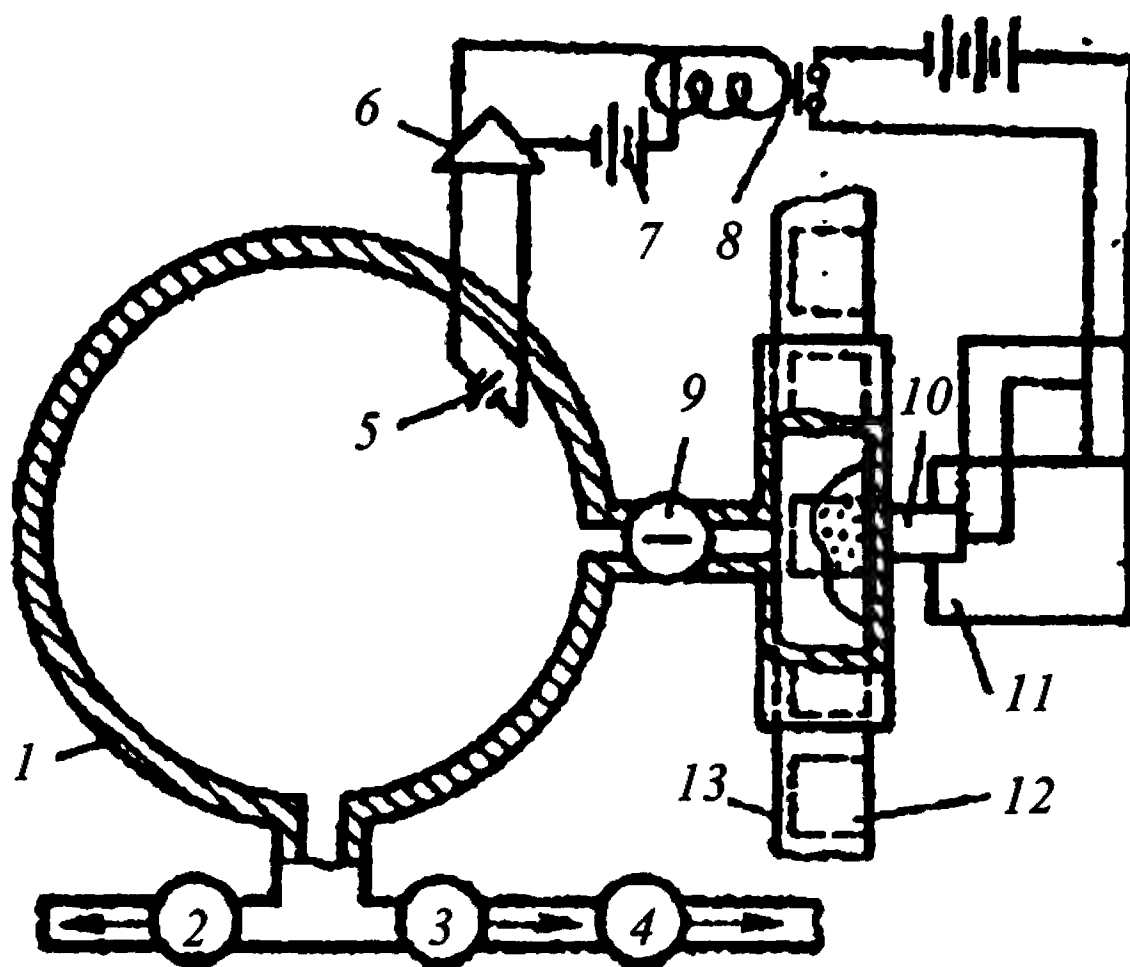


Рис. 6.7. Схема системы газопитания с газогенератором многократного включения и газовым ресивером:

- 1 – ресивер; 2 – предохранительный клапан; 3 – клапан подачи газа;
- 4 – редуктор давления; 5 – датчик давления; 6 – усилитель;
- 7 – источник электропитания; 8 – реле; 9 – обратный клапан;
- 10 – устройство воспламенения; 11 – шаговый электродвигатель;
- 12 – заряд твердого топлива; 13 – подающая лента

С другой стороны, к этому топливу неприменимы законы гидравлики, обеспечивающие высокие эксплуатационные характеристики систем подачи в ЖРД.

Подача порошкообразного топлива в камеру сгорания возможна при аэрации порошка, что приводит к конструктивным и эксплуатационным проблемам. Трудно обеспечить подачу топлива с необходимым для создания тяги расходом, превышающим, как правило, на два порядка возможности системы подачи порошка. Известны ЭУ на пастообразном топливе, подаваемом под давлением через фильерный блок в камеру сгорания.

6.2. ПЕРЕЗАРЯЖАЕМЫЕ ЭУ. ПЛАЗМОГЕНЕРАТОР С ПОВТОРНО-КРАТКОВРЕМЕННЫМ РЕЖИМОМ РАБОТЫ

Примером перезаряжаемых ЭУ являются плазмогенераторы МГД-установок, работающие на твердом плазмообразующем ракетном топливе.

Такие установки являются компактными источниками большой электрической мощности и имеют авиационное, морское, автомобильное базирование. Применяются для обнаружения подводных лодок, поиска полезных ископаемых, в лазерном и СВЧ-оружии [58]. Аналогичные установки могут использоваться в качестве ракетных МГД-двигателей космического назначения (кстати, легко регулируемых посредством регулирования напряженности электромагнитного поля).

Режим работы типового МГД-генератора:

каждые 5 – 15 мин должен производиться пуск МГД-генератора с длительностью импульса 10 с и более. Работа устройства перезарядки плазмогенератора (рис. 6.8) должна основываться на последовательном выполнении шести взаимоувязанных функций, а именно:

- 1) подача контейнера с зарядом, закрепленного на затворе, в зарядную камеру;
- 2) закрытие, герметизация и блокировка затвора;
- 3) взведение устройства, основанное на аккумуляровании энергии продуктов сгорания;

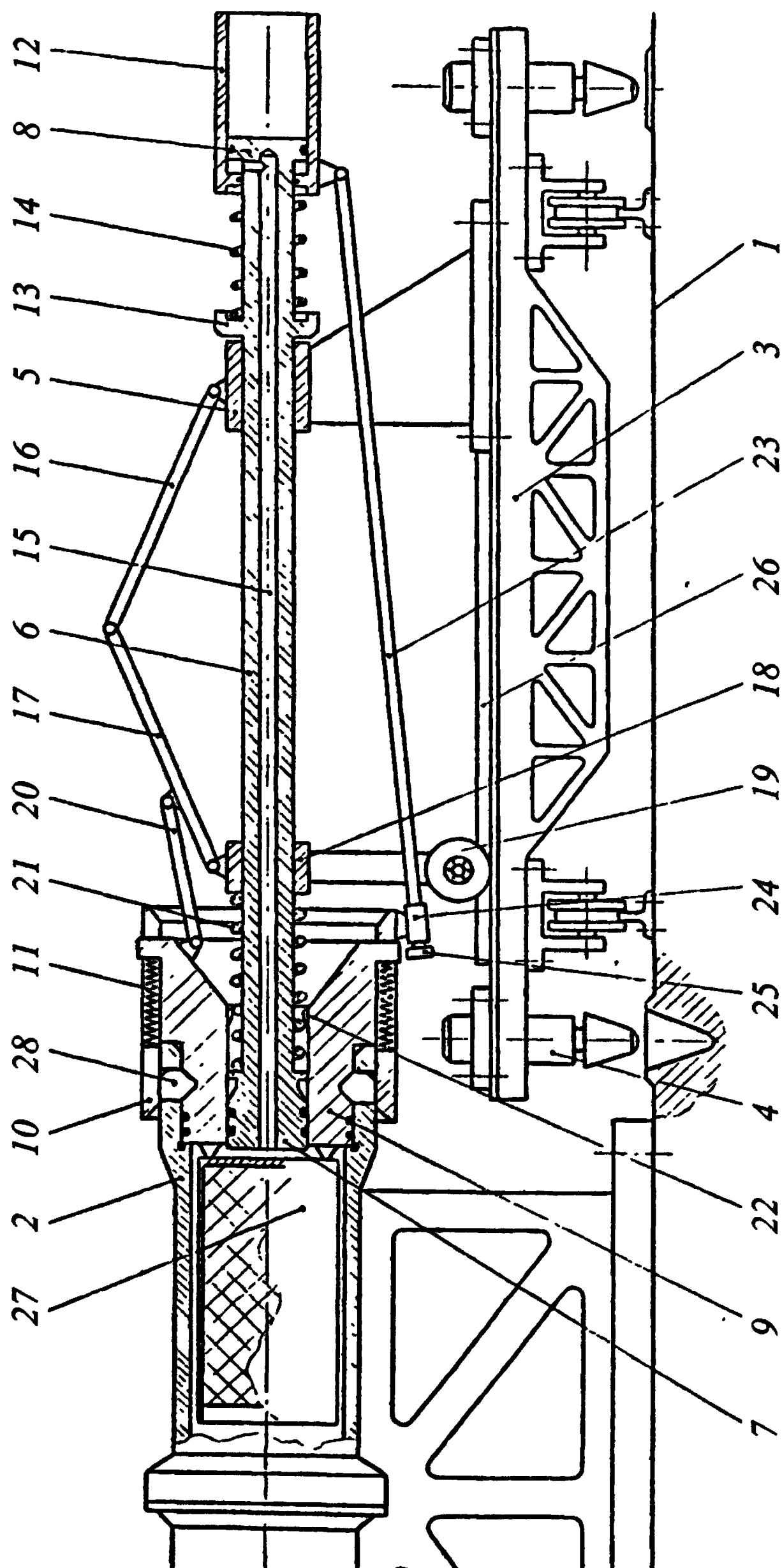


Рис. 6.8. Устройство перезарядки плазмогенератора

4) надежное удержание затвора в закрытом состоянии до полной выработки топлива, основанное на измерении давления в зарядной камере;

5) автоматическая разблокировка затвора, осуществляемая в момент окончания работы плазмогенератора (т.е. сразу после полного спада давления в зарядной камере);

6) автоматическое извлечение контейнера из зарядной камеры.

Данное устройство отличается от затворов стрелково-артиллерийского типа тем, что у последних возврат затвора в начальное положение происходит во время (а не после, как это требуется) выстрела при непосредственном использовании оставшейся энергии давления газов в стволе (или энергии отдачи). То есть разгерметизация и открытие затвора происходят только с опережением момента полного спада давления, что в условиях крупногабаритного газогенератора, работающего на медленно горящем (по сравнению с артиллерийскими порохами) ракетном топливе, недопустимо. Один из вариантов устройства перезарядки плазмогенератора представлен на рис. 6.8. Рассмотрим работу данного плазмогенератора в составе МГД-установки [41].

1. *Подача контейнеров в зарядную камеру.* На пункт стыковки со склада снаряженных контейнеров поступают контейнер 27 с зарядом твердого топлива и пустая тележка 3. Контейнер 27 состыковывается с затвором 9, расположенным на тележке 3. Снаряженная таким образом тележка 3 по рельсовому пути подъезжает к торцу зарядной камеры 2 и останавливается. Точное совмещение продольной оси тележки 3 с продольной осью зарядной камеры 2 производится выдвиганием аутриггеров 4, снабженных коническими тарелями, в ответные им два конических паза основания 1. После этого затвор 9 с закрепленным на нем контейнером 27 с помощью роликов 19 досылается в генератор плазмы по направляющей 26 (т.е. контейнер 27 начинает входить в зарядную камеру 2).

2. *Закрытие, герметизация и блокировка затвора.* На конечной стадии подачи контейнера 27 в зарядную камеру 2 начинает входить торец затвора 9, который подходит к двоякоскошенным торцам стопорящих кулачков 28 и выдвигает эти кулачки наружу

относительно внешней боковой поверхности зарядной камеры 2. Через некоторое время в выдвинутые наружу стопорящие кулачки 28 упирается торец подпружиненной относительно затвора 9 обоймы 10, которая останавливается на месте и давит скошенной вовнутрь кромкой своего торца на наружный торец стопорящих кулачков 28, они к этому времени также стоят на месте, так как по их двоякоскошенным торцам скользит боковая поверхность продолжающего свое движение затвора 9. Ввиду того что обойма 10 стоит на месте, а затвор 9 движется, пружины 11 сжимаются. По мере движения затвора 9 кольцевая проточка на его боковой поверхности оказывается совмещенной со стопорящими кулачками 28, которые проваливаются в эту проточку, так как на них через скошенную кромку обоймы 10 действуют сжатые к этому времени пружины 11. После проваливания стопорящих кулачков 28 в канавку затвора 9 сжатые пружины 11 надвигают обойму 10 на плоские торцы стопорящих кулачков 28, заблокировав тем самым закрытый затвор 9.

3. Взведение устройства, основанное на аккумулировании энергии давления продуктов сгорания. Работа генератора плазмы начинается после блокирования обоймой 10 герметично закрытого затвора 9 с воспламенения твердотопливного заряда. При этом давление в зарядной камере 2 начинает возрастать, оказывая воздействие на торец плунжера 7 и соответственно на взводную пружину 21. Одновременно происходит поступление продуктов сгорания по каналу 15 в полость стакана 12 и осуществляется воздействие давления на дно стакана 12 и тем самым на открывающую пружину 14. Благодаря тому что жесткость открывающей пружины 14 значительно меньше жесткости взводной пружины 21, а масса стакана 12 много меньше суммарной массы плунжера 7 штанги 6, поршня 8 и других подвижных частей, движение стакана 12 от воздействия на него продуктов сгорания будет происходить гораздо быстрее перемещения тяжелого плунжера 7, постепенно сжимающего мощную взводную пружину 21. При движении стакана 12 в сторону зарядной камеры 2 связанная с ним тяга 23 также продвигается в ту же сторону, свободно скользя по направ-

ляющей 24 и не оказывая никакого воздействия на обойму 10. Движение стакана 12, сжимающего открывающую пружину 14, будет происходить до момента его соприкосновения с тарельчатым упором 13. Движение плунжера 7, сжимающего взводную пружину 21, будет происходить до момента его захвата фиксаторами 22, способными удерживать взводную пружину 21 в сжатом состоянии после спада давления в зарядной камере 2. При движении плунжера 7 ползун 18 благодаря поворотной тяге 20 будет оставаться на месте. Прижатый к тарельчатому упору 13, стакан 12 вместе с плунжером 7 и штангой 6 сместится в сторону от зарядной камеры 2 на величину хода плунжера 7. При этом тяга 23 несколько вытянет назад ранее (при сжатии открывающей пружины 14) продвинутый в сторону зарядной камеры 2 упор 25. Однако благодаря тому, что ход стакана 12 превышает ход плунжера 7, тяга 23 своим упором 25 на ползун 24 (а значит, и на обойму 10) воздействия не оказывает.

4. Надежное удержание затвора в закрытом состоянии до полной выработки топлива, основанное на измерении давления в зарядной камере. Затвор 9 не может быть открыт, пока на стопорящие кулачки 28 надвинута обойма 10. Единственная сила, способная сдвинуть обойму 10 с занимаемого ею положения, может действовать со стороны стакана 12 через тягу 23, упор 25 и направляющую 24. Однако при работе генератора плазмы давление газов надежно прижимает стакан 12 к тарельчатому упору 13. Таким образом, при работе генератора плазмы обойма 10 надежно блокирует закрытый затвор 9.

5. Автоматическая разблокировка затвора, осуществляемая в момент окончания работы генератора плазмы. После полного спада давления в зарядной камере 2, а значит, и в сообщенной через канал 15 с ней полости стакана 12 открывающая пружина 14 отожмет стакан 12 от тарельчатого упора 13 в сторону поршня 6. При этом благодаря тому, что в процессе работы устройства поршень 8 также сместится в сторону от зарядной камеры 2 на величину хода плунжера 7, стакан 12 окажется смещенным относительно своего первоначального положения. При своем ходе

в сторону от зарядной камеры 2 стакан 12 посредством тяги 23 и упора 25 потянет направляющую 24, а значит, и обойму 10. Таким образом, открывающая пружина 14 сдвинет обойму 10 со стопорящих кулачков 28, которые при этом потеряют способность фиксировать затвор 9 в продольном направлении.

6. Автоматическое извлечение контейнера из зарядной камеры. Извлечение контейнера 27, прикрепленного к затвору 9, осуществляется за счет сжатой ранее взводной пружины 21 следующим образом. Благодаря расфиксации затвора 9 исчезает жесткость такой геометрической фигуры, как треугольник, построенный на поворотной тяге 20 и ползуне 18. Взводная пружина 21 давит на ползун 18 и стремится тем самым повернуть одноплечий рычаг 17 против часовой стрелки. При этом в равностороннем треугольнике, образованном одноплечими рычагами 16 и 17, поворот рычага 17 неизбежно повлечет за собой зеркальный ему поворот рычага 16. А это возможно только в случае сокращения расстояния между ползуном 18 и направляющей втулкой 5. Вслед за движущимся таким образом ползуном 18 из зарядной камеры 2 извлекается затвор 9 и скрепленный с ним контейнер 27, движение которого происходит до момента соприкосновения ползуна 18 с направляющей втулкой 5. Длина пути, проходимого контейнером 27, значительно превышает деформацию короткой взводной пружины 21. После извлечения контейнера 27 из зарядной камеры 2 поднимаются конические тарели ауриггеров 4, и тележка 3 по рельсовому пути направляется на пункт утилизации, где от затвора 9 отстыковывается отработанный контейнер 27, освобождается от фиксаторов 22 плунжер 7, и тележка 3 направляется на пункт стыковки, и весь цикл повторяется.

Глава 7

ЭНЕРГОУСТАНОВКИ С ПРЕДСТАРТОВЫМ РЕГУЛИРОВАНИЕМ

Предстартовое регулирование включает:

- предстартовую настройку, которая осуществляется с целью стабилизации характеристик ЭУТТ, уменьшения их разбросов;
- программированное регулирование, которое производится с целью реализации заданной циклограммы изменения характеристик.

В работе А.М. Липанова и А.В. Алиева [31] дана наиболее подробная классификация регулируемых РДТТ, включающая указанные способы регулирования. Она использована при разработке классификации ЭУТТ с предстартовым регулированием (рис. 7.1).

В качестве регулируемых характеристик РДТТ рассматриваются, как правило, тяга – выходной параметр, давление в камере, расход, удельный импульс. Главными характеристиками регулируемых газогенераторов (ГГ) и парогазогенераторов (ПГГ) являются расход и температура рабочего тела (например, применительно к ЭУТТ старта). Все указанные величины включены в классификацию.

Под параметрами регулирования будем понимать величины, от которых непосредственно зависят характеристики РЭУ. Воздействия – это параметры, используемые для регулирования.

В одном РЭУ могут одновременно сочетаться *программированное* регулирование за счет применения заряда с прогрессивно меняющейся поверхностью горения и *предстартовое* регулирование за счет использования критического вкладыша с изменяемой площадью критического сечения.

Для анализа чувствительности характеристик РЭУ к изменениям параметров приведем некоторые общепринятые зависимости для их расчета.

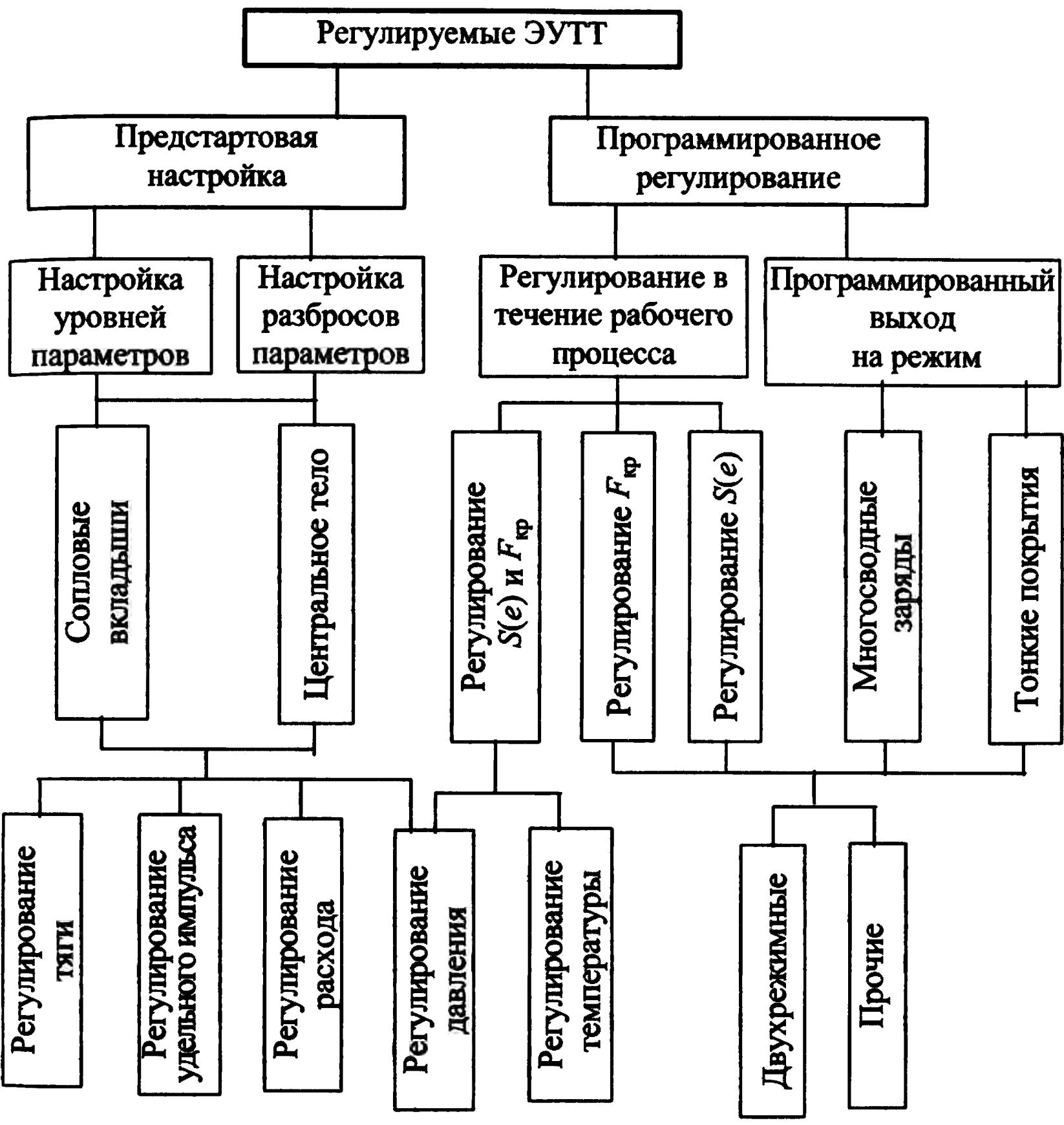


Рис. 7.1. Классификация ЭУТТ с предстартовым регулированием

Давление в камере сгорания РЭУ определяем по формуле Бори

$$p_k = \left(\frac{\rho_T S \sqrt{\chi R T} f(T)}{A F_{кр}} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}, \tag{7.1}$$

расход рабочего тела

$$\dot{m} = \left(\frac{\sqrt{\chi R T_k}}{A F_{кр}} \right)^{\frac{v}{1-v}} (\rho_T S f(T_3))^{\frac{1}{1-v}}, \quad (7.2)$$

тяга РДТТ

$$P = K_P \left(\frac{b \rho_T S \sqrt{\chi R T} f(T)}{A} \right)^{\frac{1}{1-v}} (\mu F_{кр})^{-\frac{v}{1-v}}, \quad (7.3)$$

где

$$K_P = \varphi_c n \lambda_a \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n}{n-1}} + \frac{\pi(\lambda_a)}{q(\lambda_a)}; \quad q(\lambda_a) = \frac{F_{кр}}{F_a};$$

$$A = \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n}{n-1}} \sqrt{\frac{2n}{n+1}}.$$

Эти зависимости разлагаются в степенные ряды и представляются в отклонениях от стационарных значений. С учетом влияния наиболее существенных параметров на давление в камере, тягу и массовый расход рабочего тела получим

$$\frac{\delta p}{p} \cong \frac{1}{1-v} \left(\frac{\delta b}{b} + \frac{\delta \rho}{\rho} + \frac{\delta S}{S} + \frac{1}{2} \frac{\delta(\chi T_k)}{\chi T_k} + \frac{\delta f(T_3)}{f(T_3)} + \frac{\delta \mu}{\mu} + \frac{\delta F_{кр}}{F_{кр}} \right); \quad (7.4)$$

$$\frac{\delta P}{P} \cong \frac{\delta K_P}{K_P} + \frac{1}{1-v} \left(\frac{\delta b}{b} + \frac{\delta \rho}{\rho} + \frac{\delta S}{S} + \frac{1}{2} \frac{\delta(\chi T_k)}{\chi T_k} + \frac{\delta f(T_3)}{f(T_3)} \right) - \frac{v}{1-v} \left(\frac{\delta \mu}{\mu} + \frac{\delta F_{кр}}{F_{кр}} \right); \quad (7.5)$$

$$\frac{\delta \dot{m}}{\dot{m}} \cong \frac{1}{1-v} \left(\frac{\delta b}{b} + \frac{\delta \rho}{\rho} + \frac{\delta S}{S} + \frac{\delta f(T_3)}{f(T_3)} \right) + \frac{v}{1-v} \left(\frac{1}{2} \frac{\delta(\chi T_k)}{\chi T_k} - \frac{\delta \mu}{\mu} - \frac{\delta F_{кр}}{F_{кр}} \right). \quad (7.6)$$

Уровни относительных отклонений (разбросов) для нерегулируемых ЭУТТ: $\frac{\Delta p}{p} = \pm 0,007$; $\frac{\Delta S}{S} = \pm 0,005$; $\frac{\Delta u_1}{u_1} = \pm 0,05$; $\frac{\Delta T_3}{T_3} = \pm 0,16$.

Анализ зависимостей (7.4) – (7.6) показывает:

1. Коэффициенты перед круглыми скобками в выражениях (7.4) – (7.6) являются коэффициентами усиления управляющих воздействий по отношению к характеристикам РЭУ на стационарном режиме работы. Из зависимости (7.4) следует, что все параметры одинаково существенно влияют на *давление* в камере, причем коэффициент усиления увеличивается с уменьшением величины ν .

2. Эффективность регулирования *тяги* критическим сечением сопла меньше, чем поверхностью заряда (см. формулу (7.5)), поэтому программирование горячей поверхности заряда для этой цели имеет приоритет и широко распространено.

3. Влияние площади критического сечения сопла на *расход* рабочего тела значительно меньше, чем поверхности горения заряда (для топлива с показателем $\nu = 0,5$ в два раза).

4. Чувствительность характеристик РЭУ к изменению параметров увеличивается с ростом ν , с одной стороны, увеличивается «управляемость» характеристик, с другой стороны, растет неустойчивость параметров.

5. Различие в коэффициентах усиления управляющих воздействий может быть использовано для получения переменного расхода рабочего тела РЭУ при квазипостоянном давлении в камере сгорания за счет воздействия на расход одновременно площади критического сечения сопла и поверхности горения заряда.

7.1. ПРЕДСТАРТОВАЯ НАСТРОЙКА

Предстартовая настройка ЭУТТ ставит своей целью компенсацию влияния известных отклонений (разбросов) параметров ЭУТТ на ее внутрибаллистические характеристики. К таким параметрам относятся прежде всего температура заряда и скорость горения топлива. Предстартовая настройка производится, как правило, изменением площади критического сечения сопла с целью

минимизации разбросов характеристик, например тяги, применительно к НУРС: $\frac{\delta u_1}{u_1} = \pm 0,05$, $\frac{\delta \rho_T}{\rho_T} = \pm 0,07$, $\frac{\delta S}{S} = \pm 0,005$,

$\frac{\delta F_{кр}}{F_{кр}} = \pm 0,005$. Зададимся среднестатистическими значениями

разбросов параметров: коэффициента тяги $\frac{\delta K_p}{K_p} = \pm 0,01$, темпера-

туры топлива $\delta T_z = \pm 50$ К, коэффициента расхода топлива $\frac{\delta(\mu_r)}{\mu} = \pm 0,003$, $\frac{\delta(\chi T_r)}{\chi T_k} = \pm 0,025$, а также примем для смесового

ТРТ $\nu = 0,3$; $\frac{1}{B} = 0,002$, для баллиститного ТРТ $\nu = 0,7$; $\frac{1}{B} = 0,003$.

При указанных данных из формул (7.4) – (7.6) могут быть получены следующие диапазоны наибольших изменений характеристик РЭУ на стационарном режиме работы:

для смесового ТРТ

$$\frac{P_{\max}}{P_{\min}} \cong \frac{\dot{m}_{\max}}{\dot{m}_{\min}} \cong \frac{P_{\max}}{P_{\min}} = 2,5,$$

для баллиститного ТРТ

$$\frac{P_{\max}}{P_{\min}} \cong \frac{\dot{m}_{\max}}{\dot{m}_{\min}} \cong \frac{P_{\max}}{P_{\min}} = 1,5.$$

При изменении начальной температуры заряда в диапазоне $(-40 \dots +50)^\circ\text{C}$ за счет зависимости скорости горения ТРТ от температуры давление в камере сгорания может меняться в 1,5 ... 2,5 раза, в зависимости от применяемого топлива. Из приведенных оценок видно, что систематический и случайный разброс параметров процесса работы РЭУ вызывает значительную нестабильность

его характеристик. Задача минимизации разбросов тяги, секундного массового расхода рабочего тела, уровня давления является актуальной.

Для ракетных снарядов, эксплуатируемых в указанном выше широком температурном интервале ($-40 \dots +50$) °С, регулирование осуществляется изменением критического сечения сопла, причем предстартовая настройка критического сечения может быть осуществлена двумя способами (рис. 7.2):

- применением сменных критических вкладышей или сопел;
- перемещением вдоль его оси «центрального тела» (груши).

Набор критических вкладышей состоит, как правило, из 3 – 5 шт. В случае если их количество равно трем, они называются «летний», «осенний» и «зимний». Рассмотрим порядок расчета размеров минимального сечения сопла и потребного количества критических вкладышей при регулировании разброса давления в камере сгорания ЭУТТ.

Используем температурную зависимость скорости горения $u = f(T)$:

$$u = u_1 \left(\frac{p}{p_{ат}} \right)^v f(T), \quad (7.7)$$

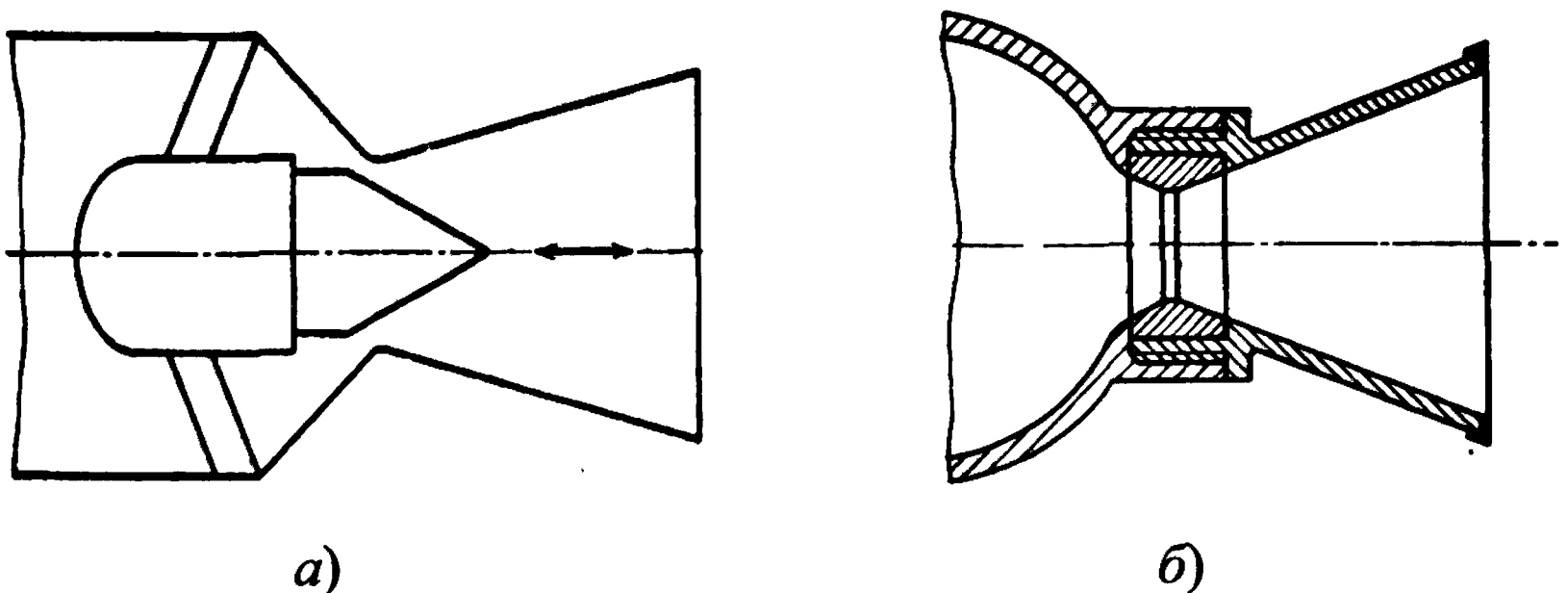


Рис. 7.2. Сопла с изменяемым критическим сечением:
 а – регулируемое грушей;
 б – со сменными критическими вкладышами

$$f(T) = \frac{B}{B - (T - T_H)}, \quad (7.8)$$

где B – термохимическая константа топлива, для баллиститных топлив $B \cong 330$; обычно принимается, что $T_H = 20^\circ\text{C} = 293\text{ K}$.

Разброс давления в камере регламентируется в техническом задании на ЭУТТ.

С ростом начальной температуры заряда площадь минимального сечения критического вкладыша необходимо увеличивать. Это приведет к стабилизации как давления в камере сгорания, так и тяги, и массового расхода рабочего тела.

Последовательность расчета ступенчатого регулирования:

1. Определяется площадь критического сечения сопла F_1 , обеспечивающая при температуре $T_{\max}$ уровень давления $p_{\max}$:

$$F_1 = \frac{\rho_T u(T_{\max}^1) S_\Gamma}{A p_{\max}}, \quad (7.9)$$

где

$$u(T_{\max}^1) = u_1 \left(\frac{p_{\max}}{p_{\text{ат}}} \right)^v f(T_{\max}). \quad (7.10)$$

2. Определяется температура заряда T_1 , при которой давление в камере сгорания соответствует минимальному значению $p_{\min}$:

$$T_1 = T_H + B \left[1 + \frac{\rho_T S_\Gamma u_1}{A F_{13}} \left(\frac{p_{\min}}{p_{\text{ат}}} \right)^v \right]; \quad (7.11)$$

для расчета минимального давления вновь используется формула Бори

$$p_{\min 1} = \left(\frac{\rho_T u_1 f(T_1) S_\Gamma}{A F_1} \right)^{\frac{1}{1-v}}. \quad (7.12)$$

Температурный диапазон для эксплуатации первого критического вкладыша составляет $T_{\max} \dots T_1$. Если значение температуры T_1 , полученное по формуле (7.12), меньше, чем $T_{\min}$, то в расчете второго вкладыша нет необходимости; в противном случае расчет продолжается.

3. Второе значение площади критического сечения F_2 определяется из условия обеспечения уровня максимального давления в камере сгорания $p_{\max}$ для температуры T_1 , уменьшенной (увеличенной) на $\Delta T = 5 \dots 10$ °С с целью компенсации суточных колебаний температуры:

$$F_2 = \frac{\rho_{\Gamma} u_1 \left(\frac{p_{\max}}{p_{\text{ат}}} \right)^{\nu} f(T_1 - \Delta T) S_{\Gamma}}{A p_{\max}}. \quad (7.13)$$

4. Определяется предельная температура заряда (окружающей среды), обеспечивающая при площади минимального сечения второго вкладыша F_2 минимальное давление в камере $p_{\min}$:

$$T_2 = T_{\text{н}} + B \left[1 + \frac{\rho_{\Gamma} S_{\Gamma} u_1}{A F_2} \left(\frac{p_{\min}}{p_{\text{ат}}} \right)^{\nu} \right]. \quad (7.14)$$

5. Вновь решается вопрос о необходимости следующего (третьего) вкладыша, для этого производится сравнение T_2 с минимальной температурой окружающей среды $T_{\min}$:

$T_{\min} \geq T_2$ – расчет остановить;

$T_{\min} < T_2$ – расчет продолжить, используя формулы (7.9) – (7.12).

Приведенный алгоритм может быть проиллюстрирован при помощи графика, изображенного на рис. 7.3.

В координатах $T_3 - F_{\text{кр}}$ строятся зависимости $F_{\text{кр}}(T_3)$, соответствующие максимальному и минимальному давлению в камере.

Алгоритм расчета площади критического сечения сменных вкладышей при регулировании тяги аналогичен рассмотренному выше алгоритму. Разбросы давления и тяги при ступенчатом регулировании не могут быть устранены полностью, их можно лишь сократить.

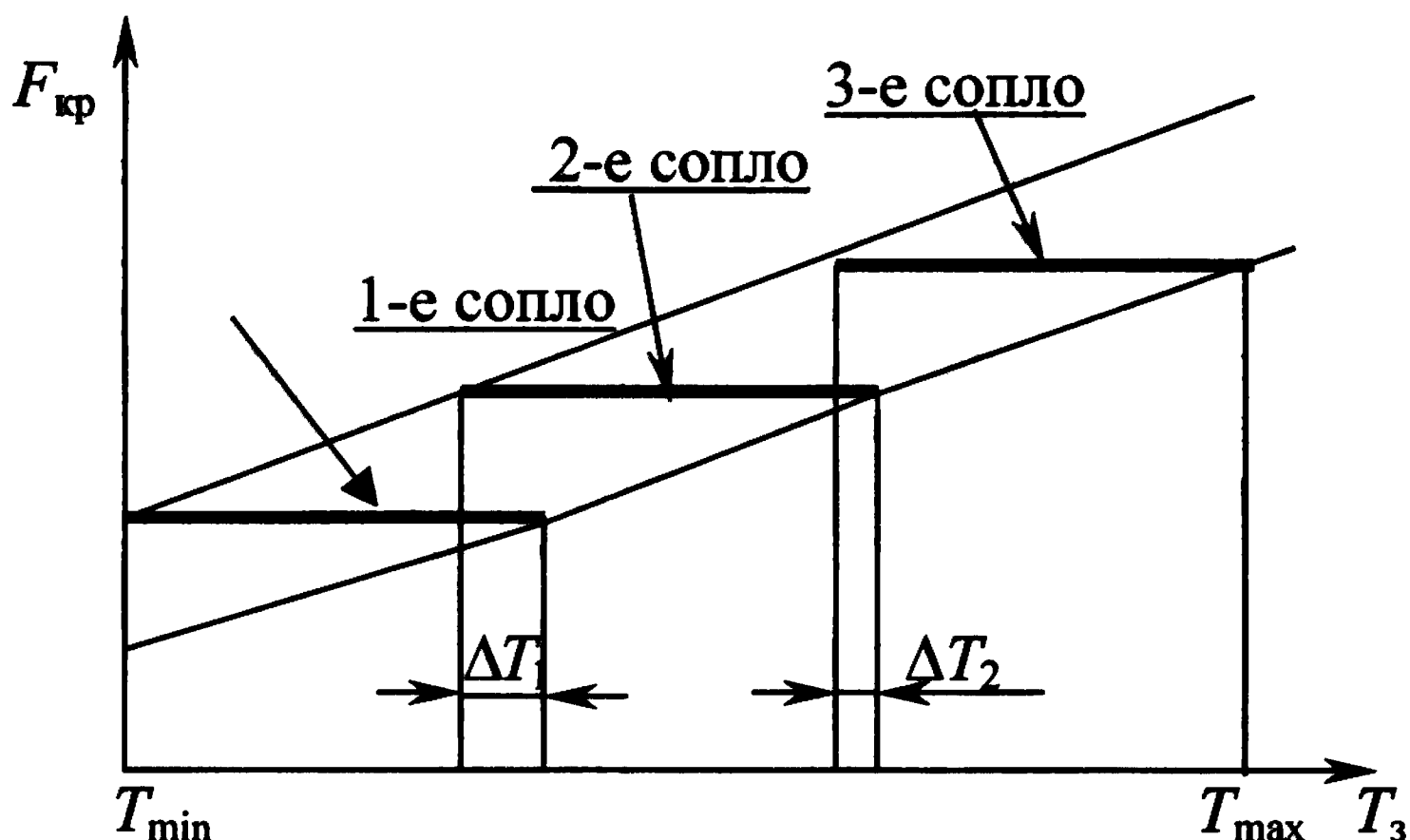


Рис. 7.3. Графическая иллюстрация расчета сменных вкладышей:
 ΔT_1 и ΔT_2 — интервал температур, в которых осуществляется перекрытие режимов работы

Для расчета регулирования характеристик РЭУ при помощи предстартовой настройки критического сечения центральным телом («грушей») (см. рис. 7.2, а) предварительно определяется экспериментальным путем или аналитически зависимость эффективной площади критического сечения от осевого перемещения центрального тела. В гл. 2 показано, что указанная поверхность представляет собой усеченный конус. Далее рассчитанная, как показано выше, зависимость потребной площади критического сечения от начальной температуры заряда $F_{кр}(T_3)$ приводится к осевому перемещению «груши», настройка ее осевого положения осуществляется перед стартом.

Разбросы тяги и давления при таком способе регулирования меньше, но масса кольцевого сопла превышает массу круглого сопла с одним из сменных вкладышей при одинаковых площадях критического и выходного сечений.

При вышеприведенных способах изменения площади критического сечения сопла («груша» с осевым перемещением или

сменные вкладыши) можно учесть и известные систематические разбросы скорости горения, что существенно повысит эффективность регулирования. Это объясняется тем, что разбросы скорости горения ($\approx \pm 5\%$) состоят из внутрипартийных разбросов ($\approx \pm 3\%$), которые неизвестны, и разбросов между партиями зарядов ($\approx \pm 4\%$), зарегистрированных в сопроводительной документации. Учет последних позволит уменьшить суммарные разбросы тяги, расхода и давления более чем на 2% . Одновременно появятся определенные эксплуатационные неудобства, связанные с индивидуальной настройкой каждой партии ЭУТТ.

Более эффективными с точки зрения минимизации разбросов являются авторегулируемые сопла.

7.2. ПРОГРАММИРОВАННОЕ РЕГУЛИРОВАНИЕ

Программированным регулированием параметров ЭУТТ назовем регулирование, которое обеспечивается предстартовой настройкой зависимости поверхности горения заряда от свода $S(e)$ или площади критического сечения сопла от времени $F_{кр}(t)$. Этот способ регулирования, как правило, связывается с определенным законом изменения характеристик РЭУ (тяги, давления, расхода и температуры рабочего тела). Поскольку форма заряда всегда определяется заданными в ТЗ на РЭУ характеристиками, ниже приведены основные применяемые формы зарядов и соответствующие им зависимости $S(e)$.

Для обеспечения устойчивого схода с направляющих снарядов различных классов (ПТУР, НУРС, ЗУР) используются многорежимные двигатели. Стартовый режим тяги обеспечивает тяговооруженность порядка $8 \dots 10$, маршевый режим тяги – существенно меньший уровень, но с большей продолжительностью. Для подтверждения пользы и необходимости программирования поверхности горения заряда воспользуемся примерами из работы [31].

Возможность регулирования дальности полета НУРС за счет ступенчатого изменения тяговых характеристик РДТТ можно аргументировать следующими рассуждениями.

В процессе полета кроме тяги РДТТ на ракету воздействуют силы тяжести и силы аэродинамического сопротивления. Влияние сил аэродинамического сопротивления у поверхности земли существенно и может составлять до 30 ... 40 % суммарного импульса двигателя. Для уменьшения влияния сил аэродинамического сопротивления можно сократить время полета снаряда в плотных слоях атмосферы, для чего ракета ускоренно выводится на большие высоты, и далее полет продолжается на меньшем уровне тяги. Может оказаться более целесообразным введение паузы между двумя основными режимами тяги, что обеспечит включение второго режима при оптимальном угле наклона траектории снаряда к продольной оси полета. На рис. 7.4 приведена зависимость дальности полета НУРС от относительной протяженности забронированного участка цилиндрической поверхности заряда. Представленные результаты получены для НУРС со следующими характеристиками:

- масса полезного груза, кг 60
- масса заряда, кг 57 – 67
- наружный диаметр корпуса, м 0,22
- материал корпуса стеклопластик ППН-100
- значение параметра заряжания $\chi = 120$

Как показывают графики (рис. 7.4), бронирование внутренней поверхности трубчатого заряда не приводит к увеличению дальности полета НУРС. Бронирование же наружной поверхности может увеличить дальность полета почти в два раза. На рис. 7.5 показана зависимость дальности полета НУРС от начального угла бросания θ и величины паузы между двумя режимами тяги двигателя. Расчеты выполнены для НУРС с параметрами:

- масса полезного груза, кг 300
- суммарный импульс РДТТ, Н · с:
 - на первом режиме 60 000
 - на втором режиме 6400 000
- время работы РДТТ, с:
 - на первом режиме 0,25
 - на втором режиме 4,5
- наружный диаметр корпуса, м 0,300

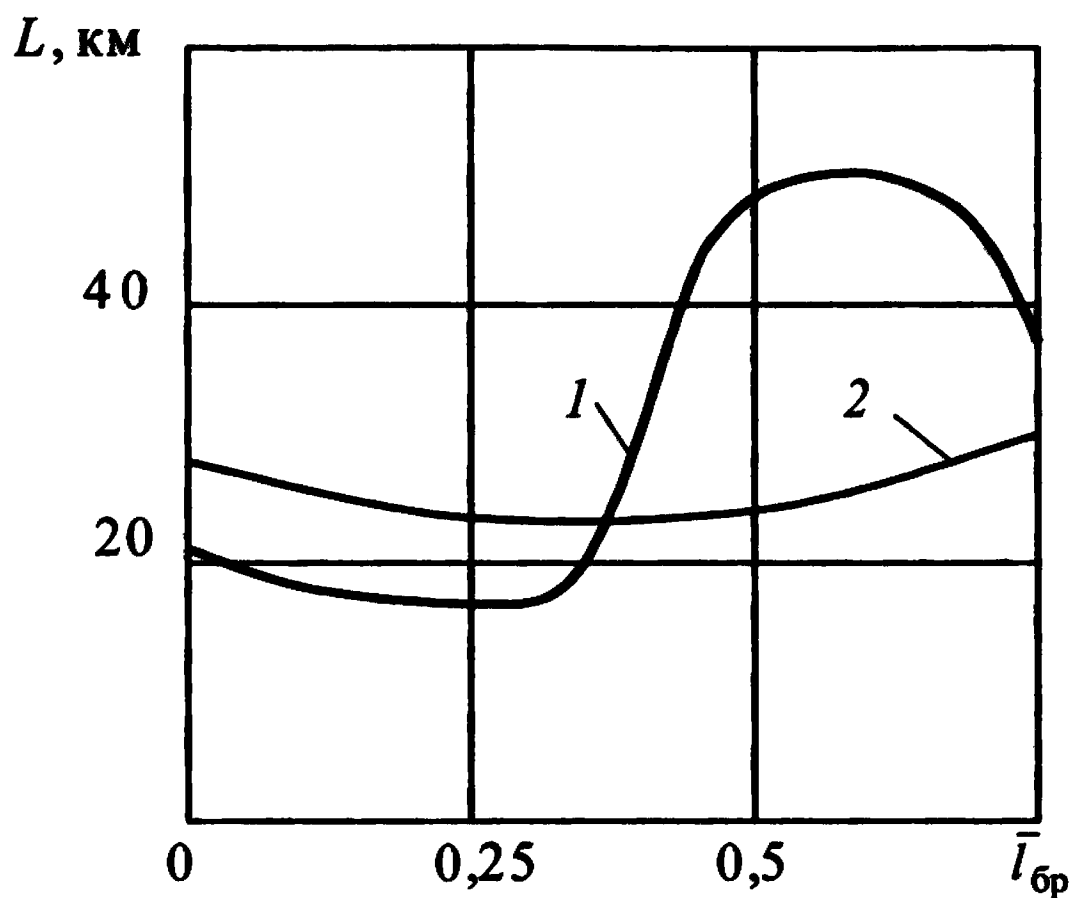


Рис. 7.4. Зависимость дальности L полета НУРС от относительной протяженности забронированного участка поверхности заряда $\bar{l}_{бр}$:

1 – забронирована наружная цилиндрическая поверхность;
2 – забронирована внутренняя цилиндрическая поверхность

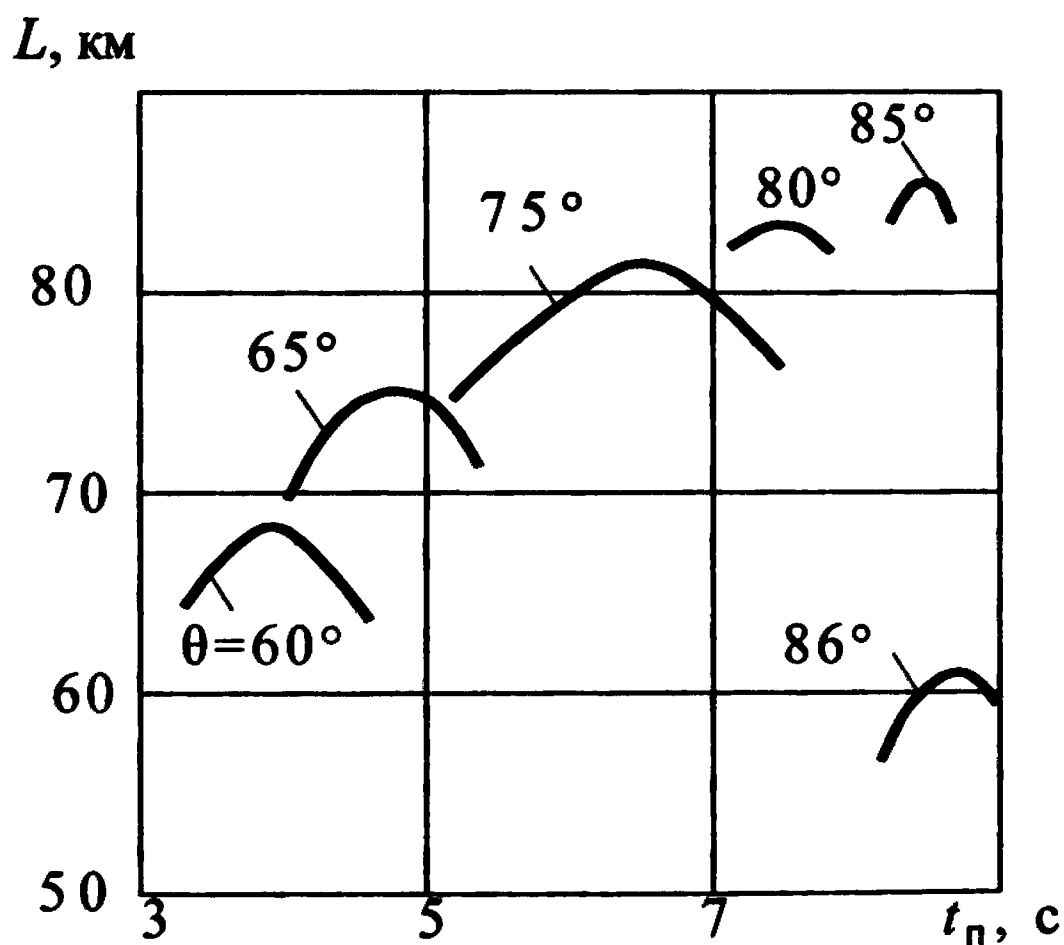


Рис. 7.5. Зависимость дальности L полета РС от продолжительности паузы t_n между двумя режимами работы РДТТ и угла бросания θ НУРС

Расчеты показывают, что наибольшие значения дальности полета обеспечиваются при использовании двухрежимного РДТТ с паузой между режимами $t_n \approx 8,3$ с и при начальном угле возвышения НУРС $\theta \approx 83^\circ$. При всех значениях θ оптимальная пауза соответствует включению второго режима при угле наклона траектории полета, близком к 45° .

Последний результат показывает, что на практике оптимальные параметры РДТТ должны быть установлены решением задачи математического программирования, например, в такой постановке: определить оптимальную циклограмму тяги РЭУ по времени – $P(t)$ при известном значении суммарного импульса, обеспечивающего максимальную дальность полета ракеты, несущей полезный груз заданной массы. Оптимальное распределение $P(t)$ найти при известных ограничениях на конструкцию РЭУ – по габаритным размерам, по коэффициентам объемного заряжения, по значению относительной массы конструкции и т.п.

Формы зарядов ЭУТТ весьма разнообразны, и их можно в первом приближении разделить по следующим признакам:

1. По характеру изменения поверхности S от толщины свода e :
 - с нейтральным законом;
 - с прогрессивным законом;
 - с регрессивным законом.
2. По длительности работы ЭУТТ:
 - импульсные РЭУ $t_p < 0,1$ с;
 - РЭУ, кратковременно работающие ($1 < t_p < 10$ с);
 - РЭУ, долговременно работающие ($t_p = 10 \dots 100$ с и более).

На рис. 7.6 показаны некоторые наиболее распространенные формы зарядов, горящие по торцам, каналам различного поперечного сечения и наружной цилиндрической поверхности и обеспечивающие различные законы изменения $S(e)$.

Давно известны заряды, горящие по каналу и наружной цилиндрической поверхности (см. рис. 7.6, *1a*), торцевые (*1б*), щелевые (*1в*), сферические (*1д*) и др.

Остановимся на двух зарядах, которые до настоящего времени мало известны.

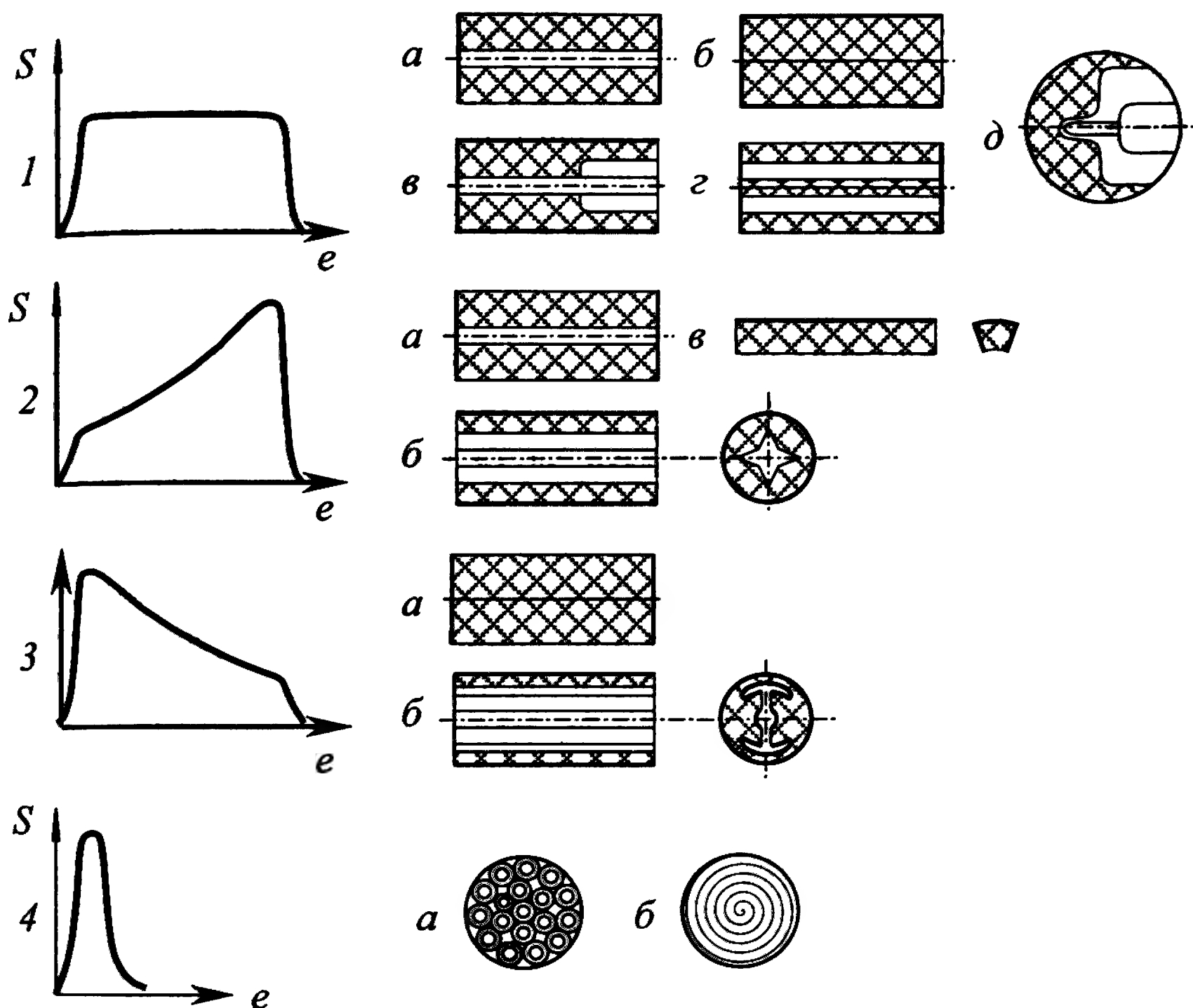


Рис. 7.6. Изменение поверхности горения зарядов различных форм:
 1 – нейтральный характер $S(e)$; 2 – прогрессивный характер $S(e)$;
 3 – регрессивный характер $S(e)$; 4 – заряды для импульсных РДТТ

Для получения РЭУ с большой прогрессивностью тяги (расхода) может быть использован заряд типа «полено» (см. рис. 7.6, 2в), предложенный академиком РАН А.М. Липановым [32] для обеспечения квазипостоянного давления в камере артиллерийских систем. Поперечное его сечение представляет сектор, причем горение происходит по дуге малого радиуса при забронированных боковых поверхностях и дуге большого радиуса. Прогрессивность $\sigma = S_k / S_n$ определяется отношением радиусов двух дуг и практически неограниченна. Заряд, состоящий из таких шашек, может быть использован для ЭУТТ старта, для которых задача обеспечения прогрессивного расхода 15 и более весьма актуальна.

Для импульсных ЭУТТ может быть применен рулонный заряд «Фойлек» (см. рис. 7.6, 4б), представляющий собой свернутую в рулон тонкую металлическую фольгу или иной армирующий материал с нанесенным на него с двух сторон тонким слоем смесового топлива. Его применение позволяет обеспечить время работы порядка 0,01 с; практическое применение – ЭУТТ коррекции траектории.

Частным случаем программирования изменения поверхности горения во время работы является применение флегматизирующих покрытий, которыми закрывается часть горячей поверхности заряда на короткий период выхода двигателя на режим. Такие покрытия обеспечивают затянутый во времени (мягкий) запуск двигателя. Например, при подводном старте МБР «Минитмен» осуществлялось воспламенение 60 % поверхности горения заряда на маршевом режиме, 100 % поверхности воспламенялось на высоте 15 м над водой. Таким образом, 40 % поверхности заряда покрыто флегматизатором.

7.3. МНОГОРЕЖИМНЫЕ ЭУТТ

Многорежимные РДТТ используются с целью оптимизации циклограммы тяги и баллистических характеристик аэродинамических ракет, имеющих большой относительный запас топлива.

Программа тяги двухрежимного РДТТ определяется изменением в процессе работы РДТТ поверхности горения топливного заряда и площади критического сечения сопл. Двухрежимные РДТТ конструктивно выполняются по однокамерным или двухкамерным схемам. В однокамерном двухрежимном РДТТ запасы топлива стартового и маршевого режимов работы размещены в одной общей камере.

В однокамерном РДТТ с постоянным критическим сечением сопла переход со стартового на маршевый режим работы осуществляется тремя способами:

- изменением в процессе работы РДТТ поверхности горения заряда;
- применением заряда из двух топлив с различными скоростями горения;
- сочетанием изменений поверхности и скорости горения.

Глубина регулирования тяги двухрежимного РДТТ с нерегулируемым соплом аэродинамических ракет $P_{\max}/P_{\min}$ обычно не превосходит 6 ... 8, поскольку с увеличением глубины регулирования либо возрастает максимальное давление в камере и, как следствие, увеличивается масса РДТТ, либо снижается минимальное давление и падает удельный импульс РДТТ при полете ракеты на малых высотах.

Полный диапазон изменения тяги такого РДТТ определяется соотношением

$$\frac{P_{\max}}{P_{\min}} = \frac{p_{\text{ст}}(T_3^{\max}) - p_{\text{н}} \frac{1}{K_P} \frac{F_a}{F_{\text{кр}}}}{p_{\text{м}}(T_3^{\min}) - p_{\text{н}} \frac{1}{K_P} \frac{F_a}{F_{\text{кр}}}}, \quad (7.15)$$

откуда видно, что вследствие влияния давления окружающей среды отношение давлений в камере на стартовом и маршевом режимах несколько меньше соответствующего отношения тяг. С увеличением высоты полета эта разница уменьшается.

Энергетические и массогабаритные характеристики однокамерного двухрежимного РДТТ в значительной степени определяются коэффициентом заполнения объема камеры зарядом ТРТ ϵ . Скрепленные с корпусом РДТТ, канально-щелевые заряды (рис. 7.7, а) обеспечивают $\epsilon \approx 0,8$.

Канальные заряды с радиальными полостями (рис. 7.7, б), позволяющими снизить термические напряжения при изменении температуры, дают возможность получить $\epsilon \leq 0,85$. Наибольшие значения коэффициента заполнения объема камеры зарядом $\epsilon \geq 0,9$ достигаются применением зарядов радиально-торцевого горения (рис. 7.7, в), в которых для получения необходимого расхода топлива находят применение теплопроводящие элементы, обеспечивающие увеличенную местную скорость горения торцевой части заряда.

Энергетические характеристики таких двигателей хуже, чем однорежимных, в связи с большим диапазоном изменения давления в камере.

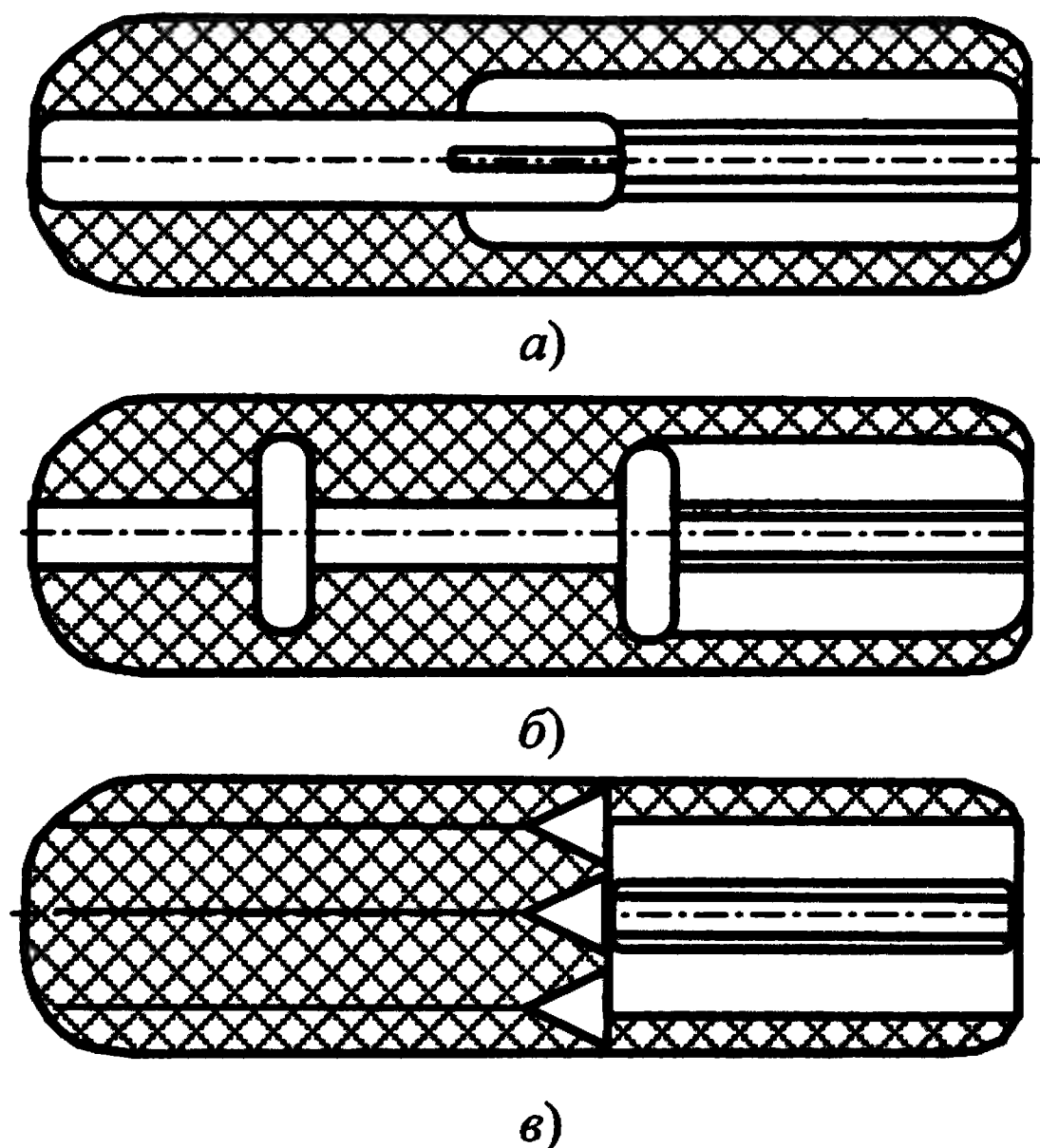


Рис. 7.7. Схемы топливных зарядов однокамерных двухрежимных РДТТ:

а – канально-щелевой заряд; *б* – каналный заряд с радиальными полостями; *в* – заряд радиально-торцевого горения

Значительно лучшие энергетические характеристики может иметь однокамерный двухрежимный двигатель с регулируемым соплом (рис. 7.8, 7.9).

Критическое сечение сопла двигателя этой схемы при переходе со стартового режима работы на маршевый изменяется в соответствии с изменением расхода продуктов сгорания, в результате чего давление в камере двигателя может быть или постоянным, или мало изменяться в течение всего времени работы. Проблема, связанная с переменностью степени расширения сопла, может быть устранена изменением одновременно критического и выходного сечения сопла. Выигрыш в массе конструкции РДТТ такой схемы, обусловленный снижением максимального давления, снижается за счет добавочной массы регулируемого сопла. Усложняется также конструкция РДТТ в целом.

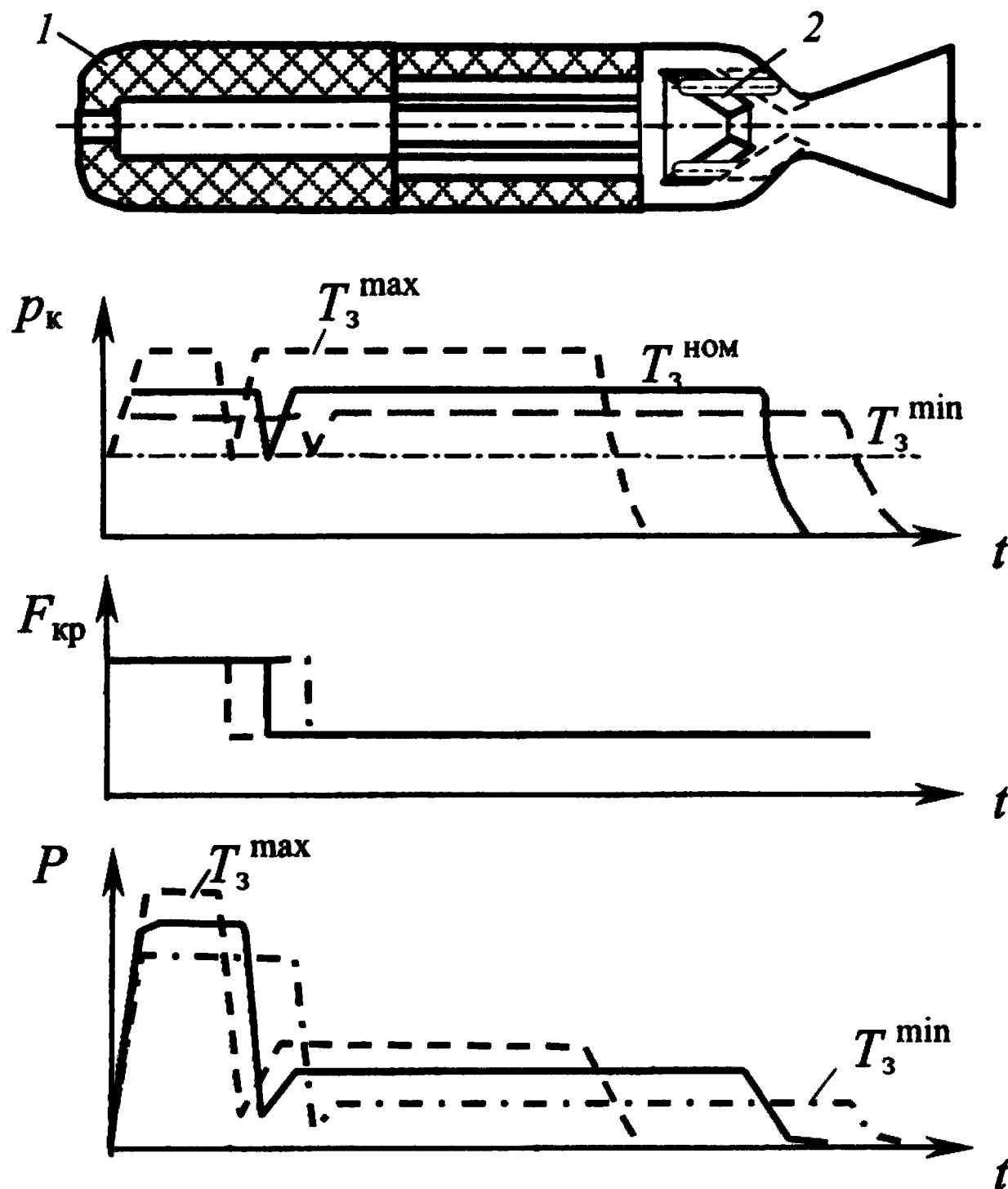


Рис. 7.8. Схема и характеристики двухрежимного РЭУ с двухпозиционным соплом:

1 – заряд ТРТ; 2 – двухпозиционное сопло

Задача регулирования решается при использовании двухпозиционного сопла (см. рис. 7.8, 7.9), критическое сечение которого изменяется ступенчатым образом при снижении давления в камере после выгорания стартового топливного заряда.

В момент переключения сопла с одного значения $F_{\text{кр}}$ на другое возможны отклонения давления и тяги T от стационарных значений за счет скачкообразности изменения критического сечения, сокращения поверхности стартового заряда при его догорании, резкого перемещения подвижной части сопла. Этих недостатков можно избежать, применяя авторегулируемое сопло (рис. 7.10).

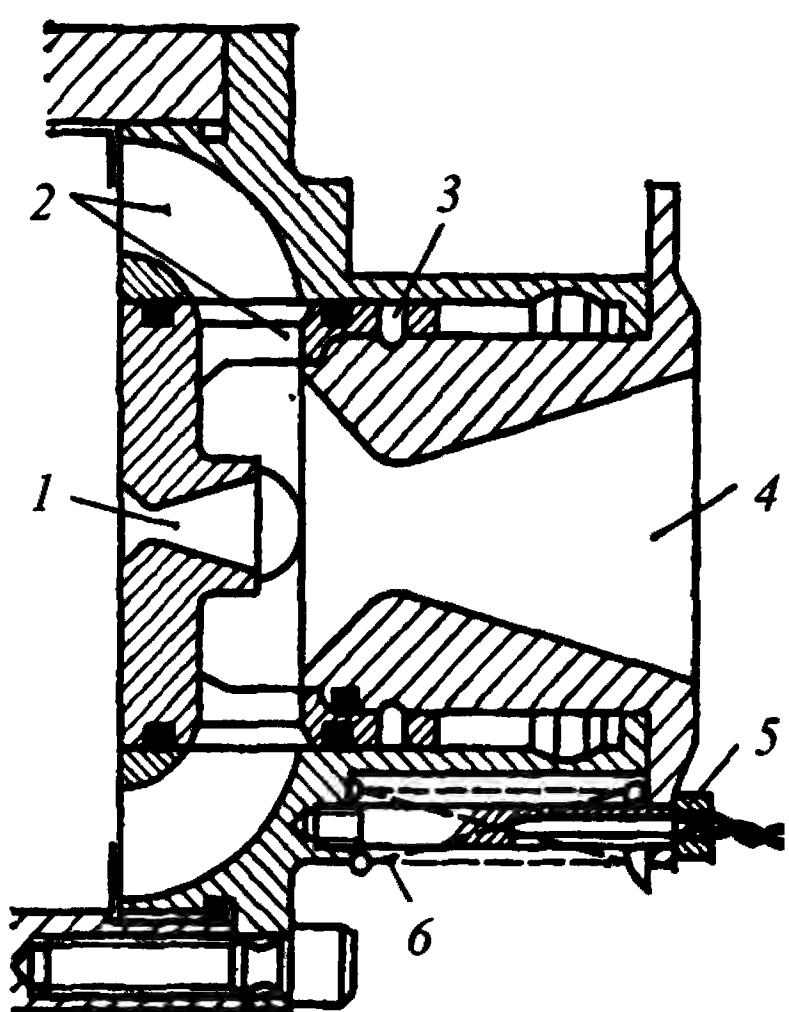


Рис. 7.9. Двухпозиционное сопло:
 1 – сопло маршевого режима;
 2 – газоходы;
 3 – стопорные штифты;
 4 – сопло стартового режима;
 5 – разрывной болт;
 6 – пружина

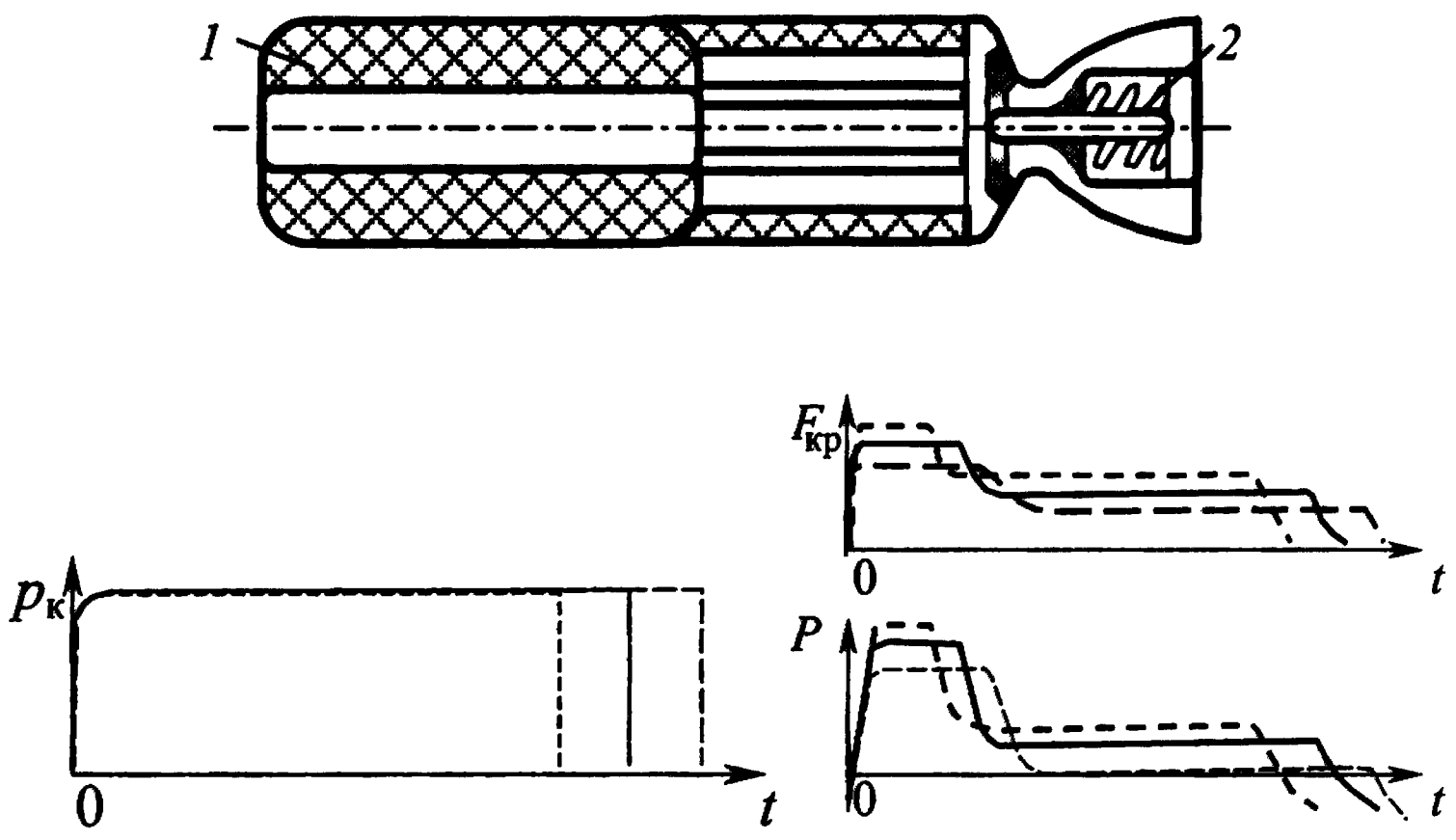


Рис. 7.10. Схема и характеристики двухрежимного РДГТ с авторегулируемым соплом:
 1 – заряд ТРТ; 2 – авторегулируемое сопло

Поскольку изменение площади критического сечения РДТТ с авторегулируемым соплом отслеживает изменение поверхности заряда, его тяга на стартовом и маршевом режимах может быть вычислена по соотношению

$$\frac{P_{\text{ст}}}{P_{\text{м}}} = \frac{K_p^{\text{ст}} F_{\text{кр}}^{\text{ст}}}{K_p^{\text{м}} F_{\text{кр}}^{\text{м}}}, \quad (7.16)$$

энергетические характеристики таких РДТТ выше, чем РДТТ с двухпозиционным соплом, благодаря уменьшению диапазона изменения давления в камере.

Двухкамерные двухрежимные РДТТ также могут быть выполнены по двум схемам. В двухкамерном РДТТ с промежуточным днищем и соплом (рис. 7.11, а) стартовый и маршевый заряды ТРТ размещены в отдельных камерах. В момент запуска РДТТ оба заряда воспламеняются одновременно.

Во время работы РДТТ на стартовом режиме продукты сгорания стартовой и маршевой камер сгорания истекают через общее тяговое сопло, а между стартовой и маршевой камерами имеет место дозвуковой перепад давления. При работе РДТТ на маршевом режиме происходит сверхзвуковое истечение продуктов сгорания маршевого заряда в камеру стартового заряда. Тяга РДТТ при этом зависит от параметров тягового сопла и давления в стартовой камере, определяемого соотношением

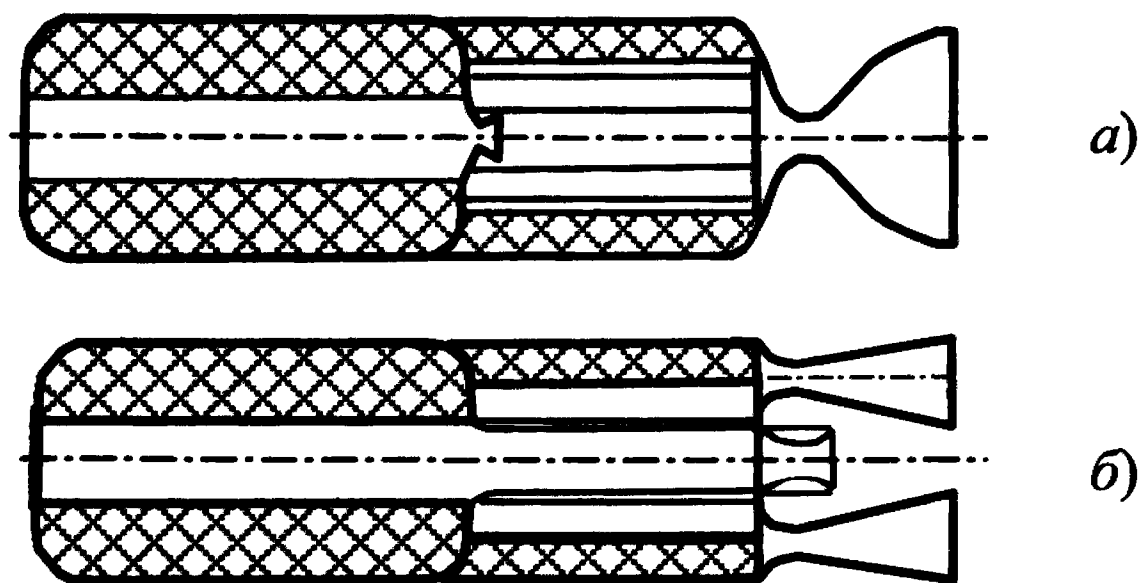


Рис. 7.11. Схемы двухкамерных двухрежимных РДТТ:
 а – с промежуточным соплом; б – с независимыми соплами
 стартового и маршевого режимов работы

$$P_{\text{ст}}^{\text{м}} = P_{\text{м}}^{\text{м}} \frac{F_{\text{м}}}{F_{\text{ст}}} \sqrt{\frac{T_{\text{к.м}}^{\text{м}}}{T_{\text{к.ст}}^{\text{м}}}}, \quad (7.17)$$

здесь нижний индекс относится к стартовой и маршевой камерам, а верхний – к соответствующим режимам работы РДТТ.

Различие температуры торможения продуктов сгорания в стартовой и маршевой камерах на маршевом режиме работы обусловлено большими тепловыми потерями при взаимодействии сверхзвукового потока, истекающего из промежуточного сопла со стенками стартовой камеры. Основное преимущество РДТТ данной схемы заключается в том, что благодаря наличию промежуточного сопла при любой глубине регулирования давление в маршевой камере может быть выбрано таким, чтобы обеспечивались устойчивость и полнота выделения энергии при горении маршевого заряда. Однако при большой глубине регулирования в условиях малых высот полета низкое давление перед тяговым соплом приводит к значительным потерям удельного импульса тяги. Поскольку при полете на большой высоте этот недостаток отсутствует, РДТТ рассмотренной схемы наиболее приемлем для высотных ракет, при этом глубина регулирования тяги может достигать 50.

Вследствие наличия промежуточного днища и перепада давления между маршевой и стартовой камерами на стартовом режиме работы масса конструкции такого РДТТ существенно больше массы аналогичного однокамерного.

Реализация глубин регулирования тяги $P_{\text{max}} / P_{\text{min}} > 8$ в условиях малых высот полета возможна при использовании двухкамерного РДТТ с независимыми соплами стартового и маршевого режимов работы (см. рис. 7.11, б). РДТТ этой схемы представляет собой фактически два последовательно расположенных независимых РДТТ, объединенных в едином корпусе. Воспламенение стартового и маршевого зарядов может осуществляться одновременно или последовательно. Сопловой аппарат маршевой камеры может быть скомпонован в едином блоке со стартовым соплом и соединен с маршевой камерой газоходом. Другим решением может быть применение самостоятельных боковых маршевых сопел, постав-

ленных под некоторым углом к оси ракеты. Однако применение газохода усложняет конструкцию и сборку РДТТ. Наличие же боковых сопел приводит к уменьшению продольной составляющей тяги и тепловому воздействию на корпус ракеты. Масса конструкции РДТТ такой схемы также существенно превосходит массу и габаритные размеры конструкции однокамерного РДТТ.

7.4. РЕГУЛИРОВАНИЕ РАСХОДА РАБОЧЕГО ТЕЛА ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Задача регулирования расхода рабочего тела может быть поставлена аналогично предстартовому регулированию тяги и давления в камере сгорания в двух вариантах:

- стабилизация расхода топлива (поддержание его квазипостоянного уровня);
- программное обеспечение заданной в ТЗ циклограммы расхода.

Стабилизация расхода достаточно подробно рассмотрена в литературе [4, 22]. Например, для этой цели может быть использован клапан постоянного давления (рис. 7.12), что аналогично применению авторегулируемого сопла в составе РДТТ для поддержания постоянного давления.

Регулирование расхода в процессе работы ЭУТТ может быть осуществлено изменением проходных сечений клапанов, работающих на горячих газах, и многократным воспламенением частей секционного заряда ГГТТ многоразового включения.

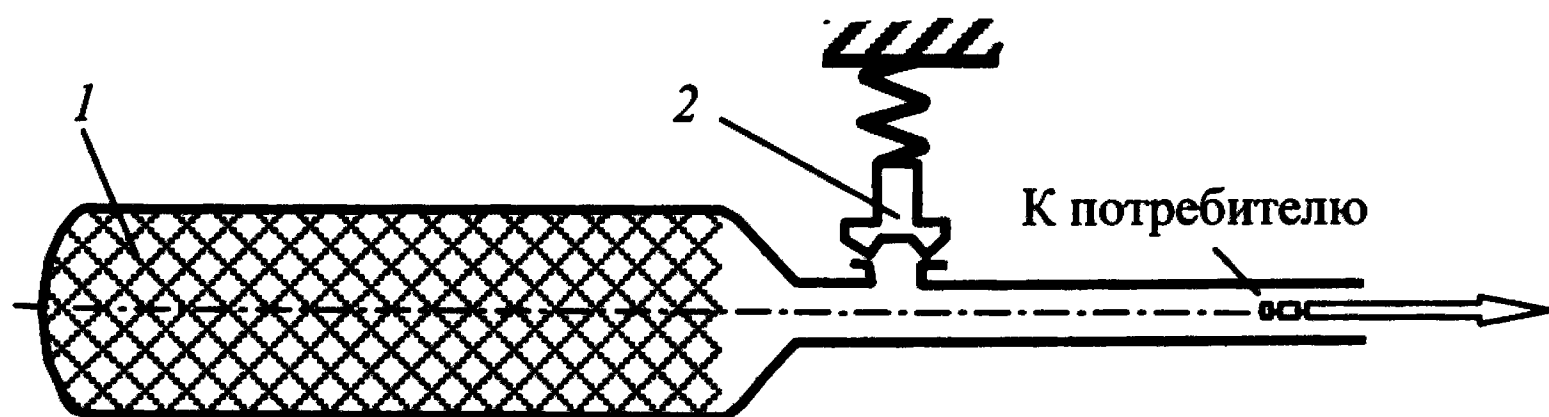


Рис. 7.12. Схема стабилизации характеристик ГГТТ с клапаном постоянного давления:
1 – ГГ; 2 – клапан сброса

Программное обеспечение прогрессивного расхода рабочего тела применяется, например, в стартовых ЭУТТ.

Основная сложность обеспечения потребных параметров при минометном старте заключается в том, чтобы рабочее тело поступало в подракетный объем по определенному закону с прогрессивным характером изменения. Требуемое увеличение секундного расхода достигает 20 ... 30. В ранних (1960-е гг.) системах старта необходимая прогрессивность газоприхода в подракетный объем и основные параметры старта обеспечивались применением системы из двух-трех ГГ, работающих последовательно, причем расход при запуске следующего ГГ примерно равен расходу при завершении работы предыдущего ГГ. На рис. 7.13 показаны расходные характеристики трех последовательно срабатывающих ГГ стартового ЭУ.

Указанная схема старта обусловлена тем, что для применявшихся в то время твердых топлив и форм зарядов начальное давление в камере, необходимое для устойчивого его запуска, составляло 3 ... 4 МПа. Величина прогрессивности расходной характеристики ПАД была 3 ... 8, а коэффициент массового совершенства системы ПАД имел относительно низкие значения (5 ... 9). Последовательность включения ПАД обеспечивалась сигнализаторами давления, размещаемыми в их камерах сгорания. Несмотря на большие габариты и массу такой системы старта, она имела высокий уровень надежности.

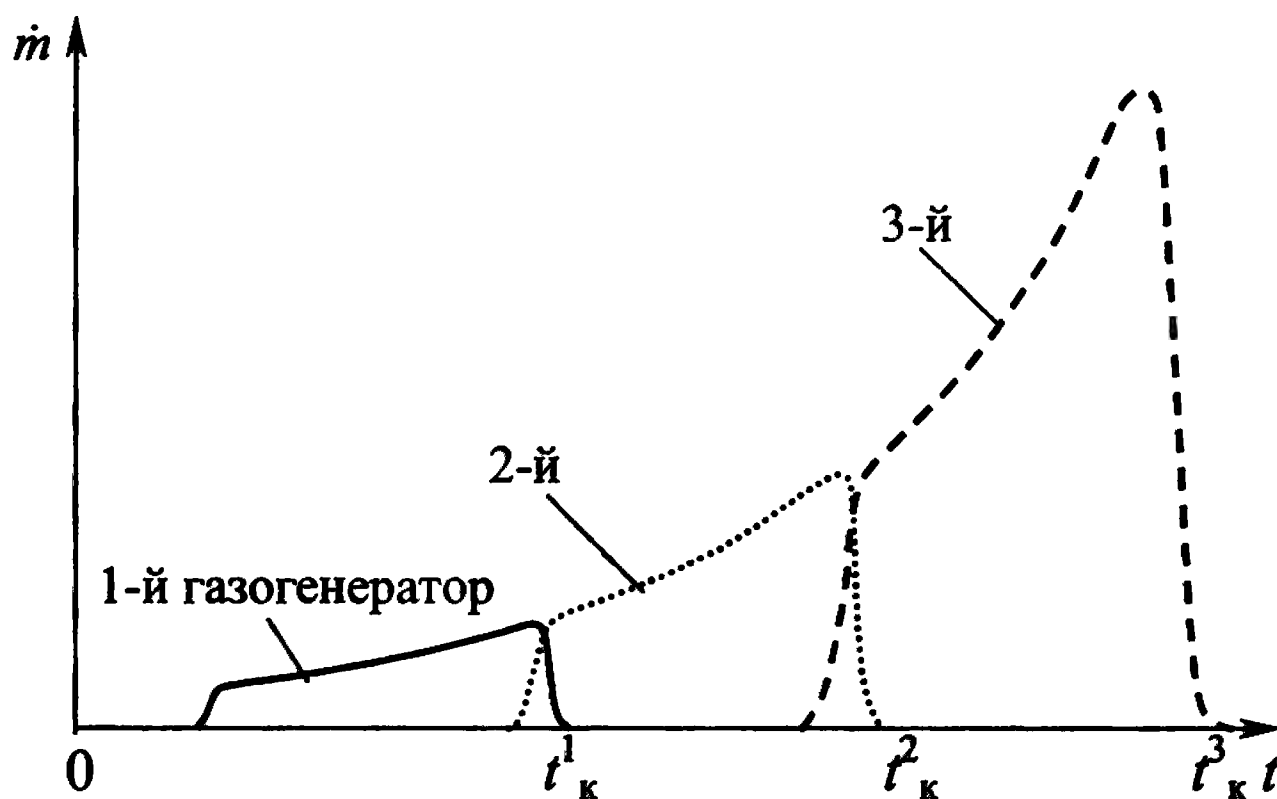


Рис. 7.13. Расходная характеристика ЭУ старта

Для отработки старта на одном ПАД, имеющем высокопрогрессивную расходную характеристику, потребовалось решить следующие задачи:

- разработать новые низкотемпературные топлива с повышенными скоростями горения;
- разработать конструкции зарядов из этих топлив;
- исследовать стабильность работы этих зарядов, особенно в области низких давлений;
- разработать и исследовать новые схемы корпусов с применением новых высокоэффективных материалов и покрытий.

Одна из возможных схем ЭУТТ с многоканальным зарядом показана на рис. 7.14. ЭУТТ состоит из теплоизолированного корпуса 1, в котором размещены заряд 2 и воспламенитель 4 в каркасе 3. Сопло 5 закрыто герметичной заглушкой. Заряд – бронированный, многоканальный моноблок из СТТ, крепится в корпусе опорными решетками, находящимися со стороны переднего и заднего его торцов. На рис. 7.15 показан диапазон изменения расхода и давления

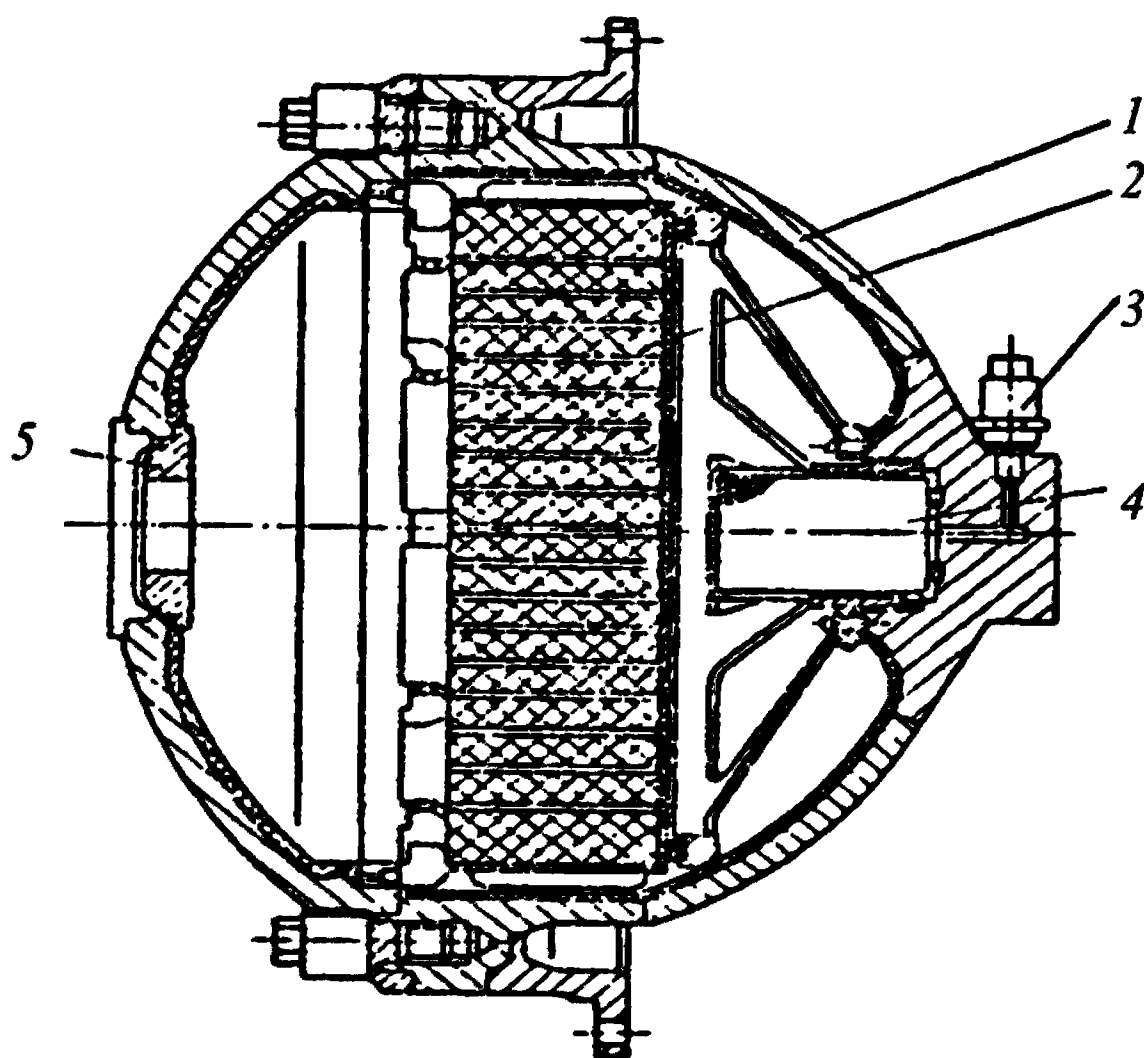


Рис. 7.14. Схема ЭУТТ для старта МБР:

1 – корпус; 2 – заряд; 3 – блок пиропатронов;
4 – воспламенитель; 5 – сопло с заглушкой

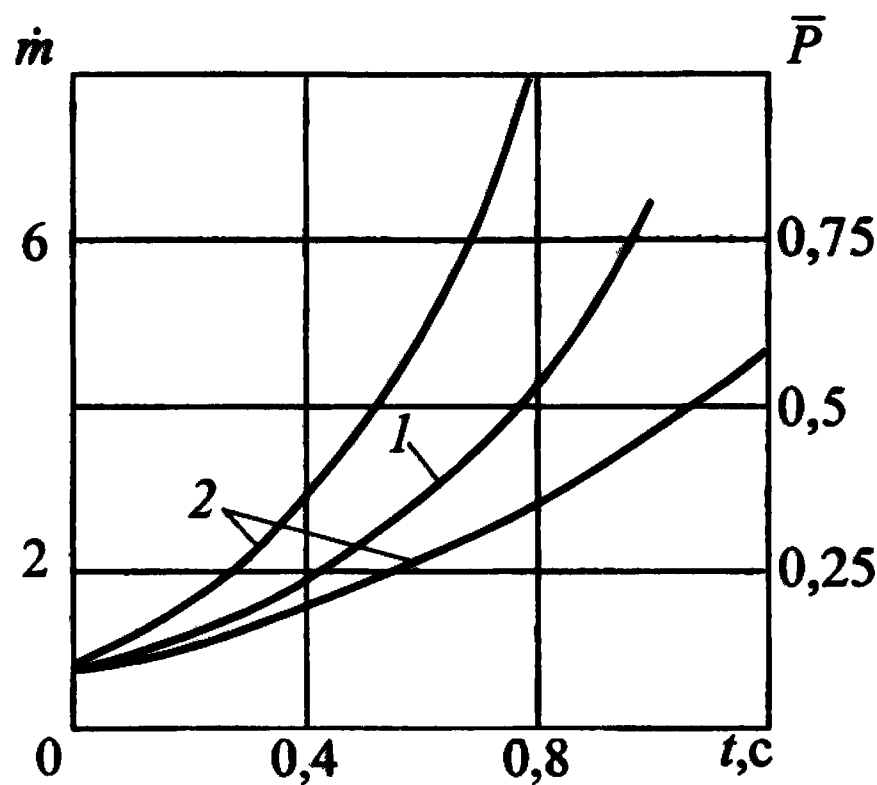


Рис. 7.15. Циклограммы расхода ПС и изменения давления для ЭУТГ старта:
1 – давление; 2 – расход

в камере сгорания ГГ. Основные характеристики такого ГГ в зависимости от веса ракеты и требуемых параметров выхода ее из стартового устройства могут быть в пределах:

- время работы, с 1 – 5
- диапазон давления, МПа 3 – 30
- прогрессивность расходной характеристики 3 – 10
- число каналов в моноблоке 0 – 500
- форма заряда многошашечный или многоканальный моноблок
- диапазон температур применения, °С 0 – 30

Прогрессивность циклограммы давления, а следовательно, и расхода может быть обеспечена формой заряда и усиливаться применением топлива с высоким показателем степени ν в законе горения. Получение заданной прогрессивности поверхности горения часто осложняется условиями компоновки ГГ, формой камеры сгорания. Большая прогрессивность может быть достигнута при использовании многошашечного заряда, состоящего из цилиндрических канальных, бронированных по торцам и боковой поверхности шашек, либо при применении многоканального бронированного по боковой поверхности и по одному или обоим торцам моноблока.

Конструкция многошашечного заряда позволяет применять топлива, перерабатываемые по различной технологии, в том числе по наиболее прогрессивной технологии проходного прессования (баллиститные порохи). Однако в изготовлении и эксплуатации многошашечного заряда следует отметить некоторые недостатки: применение ручного труда или малопроизводительного оборудования при бронировании торцов шашек; большой объем работ при проверке качества изделий (проверка геометрических размеров, качества приклеивания бронепокрытия к топливу); необходимость применения кассет при работах с зарядами в процессе хранения и боевой эксплуатации; малый коэффициент объемного заполнения камеры ЭУТТ; низкая энергетика баллиститных порохов.

Высокая прогрессивность расходной характеристики может быть достигнута применением топлив с высокой чувствительностью скорости горения к давлению (с высокими значениями показателя ν), но применение таких топлив увеличивает разбросы по двум причинам:

- из-за высокой чувствительности давления к изменению параметров заряда;
- вследствие эмпирического характера закона скорости горения и изменения показателя степени в законе при переходе от низкого (0,5 МПа) к высокому (7 ... 13 МПа) давлению. Это затрудняет достоверное прогнозирование расходной характеристики.

Применяемые в ЭУТТ старта твердые топлива должны иметь достаточно низкую температуру продуктов сгорания для обеспечения работоспособности стартового комплекса, с одной стороны, и элементов конструкции ракеты и ГГ без дополнительных средств защиты – с другой.

Таким образом, ЭУТТ, применяемые для минометного старта, помимо общих должны удовлетворять и некоторым специфическим требованиям:

- умеренная температура продуктов сгорания твердого топлива;
- однородность закона скорости горения в диапазоне работы заряда по давлению;

- высокая скорость горения для обеспечения более простых геометрических форм заряда при сохранении высокой степени прогрессивности расходной кривой;
- в некоторых случаях необходим высокий кислородный баланс ($\alpha \geq 1$).

Рассмотрим возможность уменьшения диапазона изменения давления в камере ЭУТТ старта за счет одновременного запрограммированного изменения поверхности горения и площади критического сечения сопла. Для этого обозначим отношения давления, расхода рабочего тела, поверхности горения заряда S и площади критического сечения сопла F в момент догорания заряда (индекс «к») к соответствующим величинам в момент запуска ЭУТТ (индекс «н») как прогрессивность изменения соответствующих величин:

$$\sigma_P = \frac{P_{\text{кк}}}{P_{\text{кн}}}; \quad \sigma_S = \frac{S_{\text{гк}}}{S_{\text{гн}}}; \quad \sigma_F = \frac{F_{\text{кр.к}}}{F_{\text{кр.н}}}; \quad \sigma_m = \frac{\dot{m}_{\text{гк}}}{\dot{m}_{\text{гн}}}, \quad (7.18)$$

где $S_{\text{гк}}$ и $S_{\text{гн}}$ – поверхности горения заряда в конце и начале работы ЭУТТ соответственно.

С учетом формул (7.1), (7.2) можно определить:

- влияние прогрессивности поверхности горения заряда на изменение давления и расхода

$$\sigma_P = \sigma_S^{1/(1-\nu)}; \quad \sigma_m = \sigma_S^{\nu/(1-\nu)}; \quad (7.19)$$

- влияние прогрессивности площади критического сечения сопла на изменение давления и расхода

$$\sigma_P = \sigma_F^{-1/(1-\nu)}; \quad \sigma_m = \sigma_F^{-\nu/(1-\nu)}. \quad (7.20)$$

Для анализа возможности регулирования расхода газа одновременно поверхностью горения и критическим сечением использованы зависимости (7.19), (7.20) и построены графики для топлив, имеющих различные значения показателя степени ν (рис. 7.16).

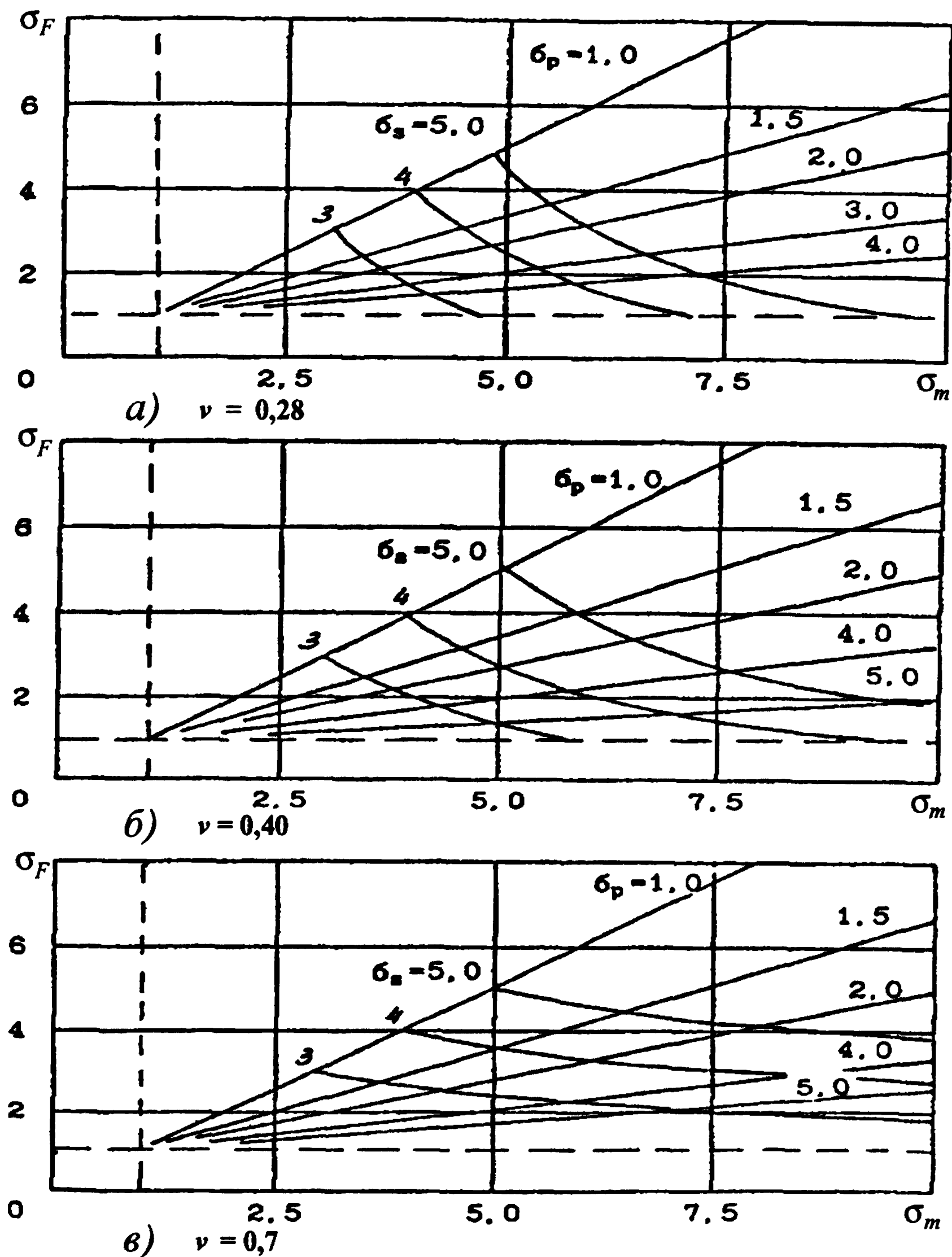


Рис. 7.16. Связь изменения расхода ПС и давления с увеличением площади поверхности горения и критического сечения для трех топлив, имеющих различные ν

Область графиков, представляющая практический интерес для ЭУ старта, ограничена линиями $\sigma_P = 1$ и горизонталями $\sigma_F = 1$. Используя графики, проанализируем возможные варианты обеспечения прогрессивного расхода регулированием критического сечения для различных топлив.

1. Рассмотрим вариант одинакового относительного увеличения площади поверхности горения и площади критического сечения. В этом случае давление не изменяется, а расход увеличится в n раз.

2. Зададимся $\sigma_S = 4$. Тогда для топлива, имеющего $\nu = 0,4$, увеличение расхода газа в пять раз возможно при условии увеличения площади критического сечения сопла в 2,8 раза, а прогрессивность давления в камере составит 1,78. Для топлива, имеющего $\nu = 0,7$, $\sigma_m = 5$, обеспечивается прогрессивность поверхности заряда 3,7 и увеличение давления в камере газогенератора в 1,85 раза.

Обеспечение прогрессивно меняющегося расхода изменением критического сечения сопла позволяет сократить диапазон изменения давления в ЭУТТ старта с 5 до 1,5 – 2 раз и обеспечить его работу в области больших давлений. Если, например, при постоянном критическом сечении давление в процессе работы менялось от 4 до 20 МПа, то при использовании программированного увеличения площади критического сечения сопла возможно обеспечить диапазон давления 10 ... 15 МПа. С увеличением давления и сохранением времени работы ПАД увеличивается толщина свода заряда и, следовательно, увеличивается коэффициент заполнения камеры топливом, что, в свою очередь, приведет к уменьшению массы конструкции ЭУТТ старта при сохранении параметров старта катапультируемого ЛА.

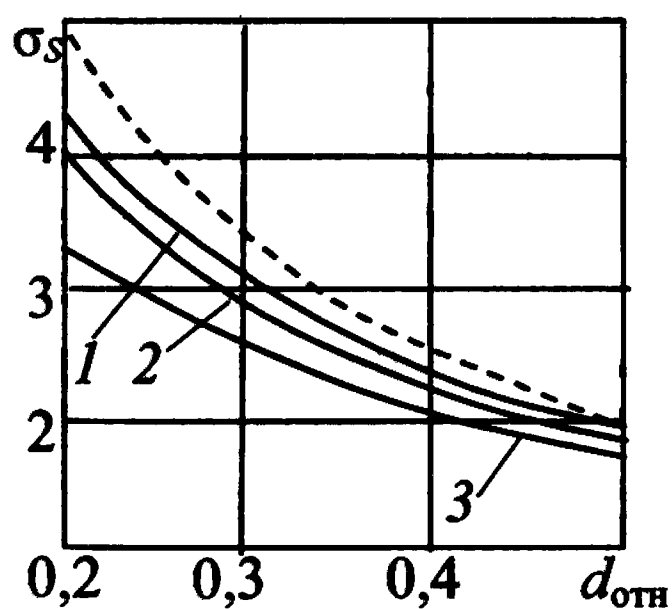
Остановимся на возможности зарядов традиционных и нетрадиционных форм по обеспечению высокой прогрессивности горения. Прогрессивность поверхности горения трубчатого заряда, горящего по каналу и торцам, определяется по формуле

$$\sigma_s = \frac{L_{\text{отн}} - i(1 - d_{\text{отн}})}{d_{\text{отн}} L_{\text{отн}} + 0,5(1 - d_{\text{отн}}^2)}, \quad (7.21)$$

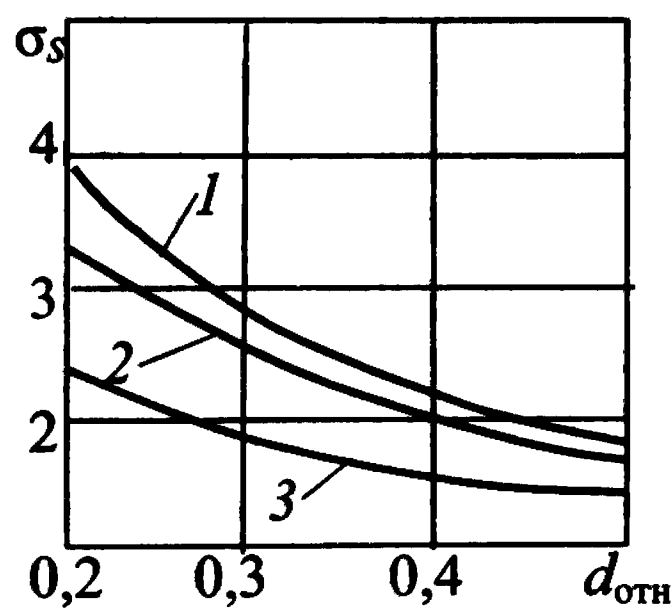
где $L_{\text{отн}}$ и $d_{\text{отн}}$ – длина шашки и диаметр ее канала, отнесенные к наружному диаметру; i – количество горящих торцов ($i = 0, 1, 2$).

На рис. 7.17 показана зависимость прогрессивности поверхности горения заряда от относительного диаметра канала при различных его удлинениях, а также для вариантов с закрытыми и открытыми торцами. Из графиков видно, что прогрессивность горения канальной шашки ограничена значениями не более 5.

Канальные заряды традиционных форм (многошашечные и моноблочные) имеют, из соображения прочности, ограничение по величине σ_s . Весьма перспективным представляется применение для ЭУТГ старта заряда, состоящего из шашек, по форме напоминающих полено (рис. 7.18). Шашка представляет собой сектор, полученный делением канальной шашки вдоль ее оси с последующим бронированием наружной цилиндрической поверхности и плоскостей «распила». В связи с неограниченным отношением наружного радиуса сектора к внутреннему возможно получение сколь угодно



а)



б)

Рис. 7.17. Прогрессивность поверхности горения цилиндрической шашки при различных удлинениях:

a – один торец открыт; *б* – оба торца открыты; - - - оба торца закрыты;
1, 2, 3 – удлинение заряда 20, 10 и 5 соответственно

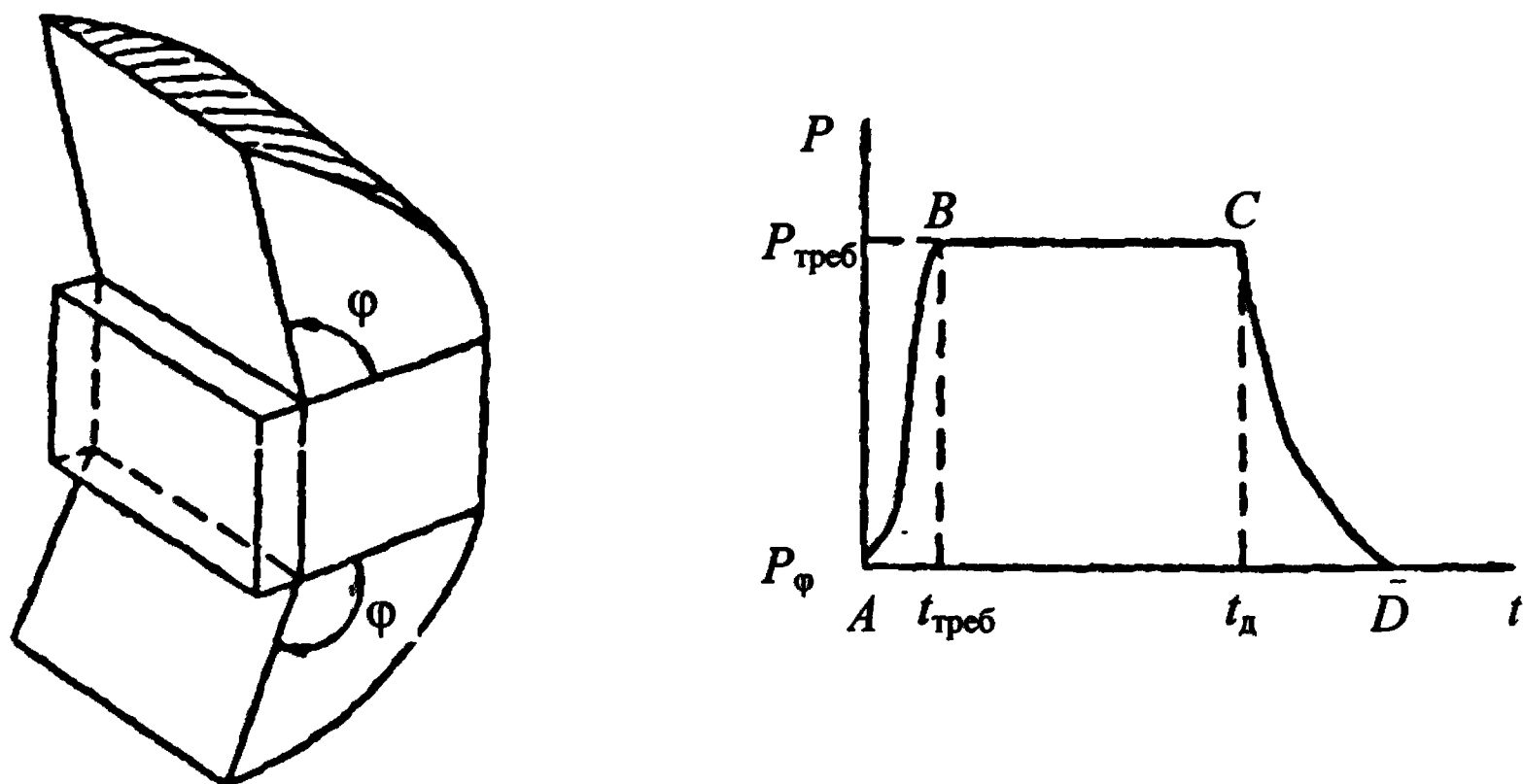


Рис. 7.18. Заряд типа «полено» и циклограмма изменения его давления при условии увеличения $F_{кр}$

большой прогрессивности расхода. Такой заряд в сочетании с разгорающимся критическим вкладышем обеспечит приемлемое увеличение давления в камере газогенератора и необходимую по ТЗ на энергоузел старта прогрессивность расхода.

Графики, приведенные на рис. 7.16, позволяют оценить лишь диапазоны изменения давления в камере, расхода, площади критического сечения и поверхности горения заряда. Определить зависимость этих величин от времени является задачей баллистического проектирования ЭУТТ.

Рассмотрим возможность программированного увеличения площади критического сечения сопла ЭУТТ за счет использования разгорающегося критического вкладыша. Считаем, что критический вкладыш выполнен из материала со скоростью уноса, несущественно зависящей от давления. Оценим необходимую линейную скорость разгара критического вкладыша. Используем известные формулы, связывающие начальный и конечный диаметры критического сечения $d_{вс}$, $d_{кр}$ соответственно, время работы энергоузла t , среднюю скорость разгорания вкладыша U , а также поверхность горения заряда S и характеристики топлива ρ_t , A :

$$U = \frac{d_{\text{кр}} - d_{\text{вс}}}{2t}; \quad \sigma_A = \left(\frac{d_{\text{кр}}}{d_{\text{вс}}} \right)^2; \quad p = \left(\frac{Su_0 \rho_{\text{г}}}{AF_{\text{кр}}} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (7.22)$$

Для ЭУТТ с временем работы 1 с произведена оценка необходимой скорости разгорания критического вкладыша, требуемой для обеспечения заданной прогрессивности давления в камере ГГ и его предельного значения 15 МПа, по которому определяется толщина стенки корпуса. Необходимая скорость разгорания зависит главным образом от расхода и меняется в пределах 2 ... 10 мм/с при изменении расхода 1 ... 15 кг/с. Оценка необходимой скорости разгорания критического вкладыша показала, что она имеет порядок скорости горения твердых топлив. В качестве материала для изготовления критического вкладыша с программным изменением площади критического сечения может рекомендоваться медленно горящее твердое топливо или пластмассы, имеющие стабильную скорость уноса в критическом сечении.

При проектировании ЭУТТ с использованием разгорающегося критического вкладыша из твердого топлива необходимо знать закон горения топлива в звуковом потоке продуктов сгорания. Известны работы В.Н. Вилюнова и В. Кинга, в которых приводятся методика и результаты экспериментального определения коэффициента турбулентного горения при до-, транс- и сверхзвуковой скорости обтекания образца ТРТ. По разным литературным данным, коэффициент турбулентного горения баллиститного топлива при звуковой скорости обтекания меняется в пределах 2 ... 5.

Для уточнения скорости горения медленно горящего топлива А при звуковой скорости обтекания продуктами сгорания топлива В предлагается установка, схема которой показана на рис. 7.19.

Особенностью постановки экспериментов является то, что один и тот же образец из топлива А горит в условиях застойной зоны при давлении в камере ГГ и в условиях обтекания звуковым потоком продуктов сгорания газа топлива В. Это достигается тем, что критический вкладыш выполнен по схеме «утопленное сопло».

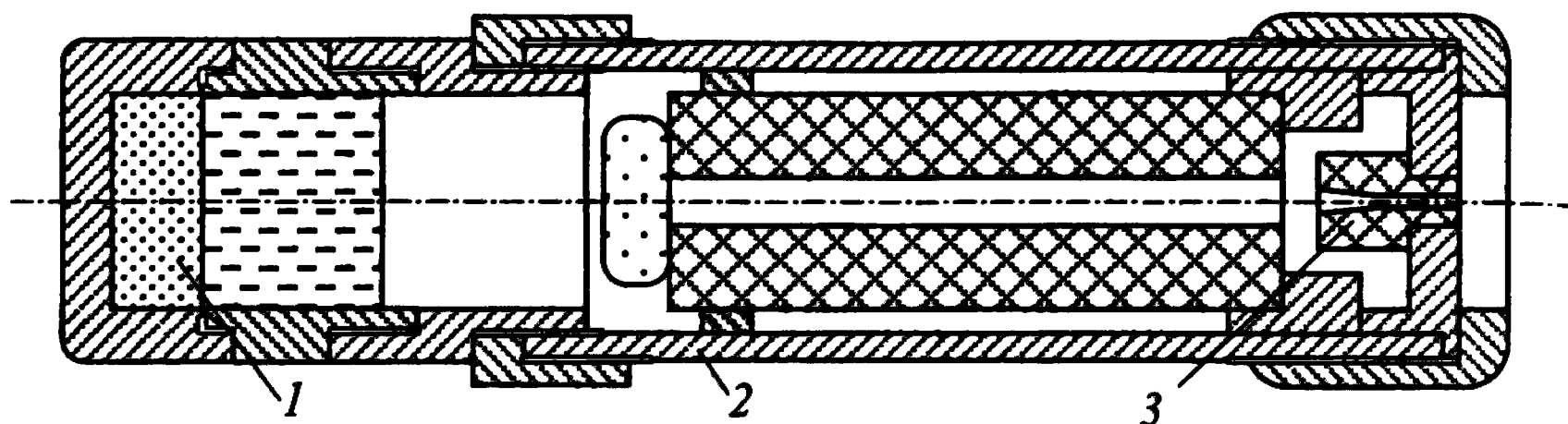


Рис. 7.19. Установка для определения скорости горения топлива при звуковой скорости обтекания продуктами сгорания:

1 — узел гашения; 2 — газогенератор;
3 — испытываемый критический вкладыш

Установка включает газогенератор с соплом типа «очко» и узел гашения мембранного типа. Заряд из топлива В канальный. Критический вкладыш, выполненный из топлива А, имеет «утопленную» в камеру часть с цилиндрической наружной поверхностью и входным конусом для формирования равномерного поля скоростей в критическом сечении. Таким образом, контрольная наружная цилиндрическая часть вкладыша горит при давлении в камере p_k , а критическое сечение в условиях обтекания звуковым потоком газа — при более низком, чем в камере давлении $p_{кр}$, составляющем $p_{кр}/p_k \approx 0,58$ от давления в камере.

Узел гашения включает камеру с хладагентом — водой и камеру с вышибным зарядом, которые разделены мембраной, служащей для форсирования давления в узле гашения. Давление в узле гашения и газогенераторе изменяется датчиками. Гашение заряда осуществляется через 0,08 ... 0,1 с после запуска газогенератора. Время гашения выбирается из следующих соображений: 1) газогенератор должен выйти на квазистационарный режим работы; 2) изменение диаметра критического сечения (вкладыша) не должно привести к существенному изменению давления в камере сгорания ГГ. Опыты проведены при двух значениях давления в камере ГГ: 6,5 и 9 МПа, по три опыта при каждом значении. Обмер диаметра контрольной поверхности вкладыша и критического сечения производится в двух взаимно перпендикулярных сечениях до и после испытания.

Скорость горения топлива на контрольной поверхности U_k и в критическом сечении $U_{кр}$ определяется по формулам

$$U_k = \frac{D_0 - D_k}{2t}; \quad U_{кр} = \frac{d_0 - d_k}{2t}, \quad (7.23)$$

здесь D_k и D_0 , d_k и d_0 – усредненные по результатам нескольких испытаний диаметры контрольной поверхности до и после испытания и диаметры критического сечения сопла.

Скорость горения контрольной поверхности при давлении в камере приводится к скорости горения при давлении в критическом сечении по формуле

$$U_{п.кр} = [\pi(1)]^v U_k. \quad (7.24)$$

Коэффициент турбулентного горения в критическом сечении

$$\varepsilon_{кр} = \frac{U_{кр}}{U_{п.кр}}. \quad (7.25)$$

После обработки экспериментов получены значения коэффициента турбулентного горения:

- при давлении в камере 6,5 МПа

$$\varepsilon_{кр} = 4,29;$$

- при давлении в камере 9,0 МПа

$$\varepsilon_{кр} = 4,36.$$

Полученные результаты будут использованы при проектировании ЭУТТ, описанной в разд. 7.6.

7.5. РЕГУЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ЭУ СТАРТА

Одним из требований к ЭУТТ старта является генерирование рабочего тела с температурой, не оказывающей разрушающего воздействия на катапультируемый летательный аппарат и стартовое устройство. Снижение температуры рабочего тела до требуе-

мого значения (600 ... 800 К) возможно как за счет подбора рецептуры твердого топлива (в настоящей работе не рассматривается), так и за счет введения в продукты сгорания топлива хладагента – воды. Такая ЭУТТ называется парогазогенератором на твердом топливе (ПГТ) с прогрессивной расходной характеристикой.

Основой для проектирования ПГТ является термодинамический расчет смеси продуктов сгорания ТРТ и водяного пара. Цель расчета – определение равновесной температуры парогаса, а также его газовой постоянной в зависимости от количества воды, вводимой в продукты сгорания ТРТ известного состава.

Исследование параметров парогаса проводилось с использованием классического метода, разработанного профессором В.Е. Алемасовым и его сотрудниками. Парогаз в каждый момент времени рассматривается как многокомпонентная гетерогенная термодинамическая система, находящаяся в равновесии. В соответствии со вторым законом термодинамики равновесие системы характеризуется максимумом энтропии относительно термодинамических степеней свободы, к которым относятся концентрации компонентов смеси M , температура T , давление p . Удельный объем V и внутренняя энергия U при этом остаются независимыми переменными, так как условия равновесия системы относительно окружающей среды могут быть выражены с помощью равенств $dV = 0$, $dU = 0$ или $V = \text{const}$, $U = \text{const}$. Условия равновесия термодинамической системы задаются любой парой значений термодинамических параметров из шести величин: p , V , T , S , I , U .

В соответствии с трудами В.Е. Алемасова система уравнений включает:

- уравнения диссоциации (закона действующих масс)

$$\ln p_j - \sum a_{ij} \ln k_j = 0; \quad (7.26)$$

- уравнения сохранения вещества

$$\ln \left[\sum a_{ij} (n_j + \delta k n_{js}) + n_j \right] - \ln M_T - \ln m_{it} = 0; \quad (7.27)$$

- уравнения закона Дальтона

$$\ln \sum p_q - \ln p = 0, \quad (7.28)$$

где i, j – индексы элемента и соединения соответственно; q – индекс вещества (элемента или соединения); k – номер вещества в конденсированном состоянии с числом молей в этом состоянии; δ_{ji} – символ Кронекера.

Расчеты проведены для продуктов сгорания баллиститного топлива и воды в количестве 0 ... 80 % массы продуктов сгорания.

Результаты расчетов обработаны путем построения изотерм и изобар в координатах I – S для парогаса при различном соотношении вводимой в продукты сгорания воды (рис. 7.20). Температура парогаса при этом находится по заданной энтальпии исходного состава и давлению, которое определяется при решении уравнений движения катапультируемого ЛА, сохранения массы и энергии рабочего тела для ПГГ и объема под катапультируемым ЛА. В термодинамическом расчете давление полагается известным.

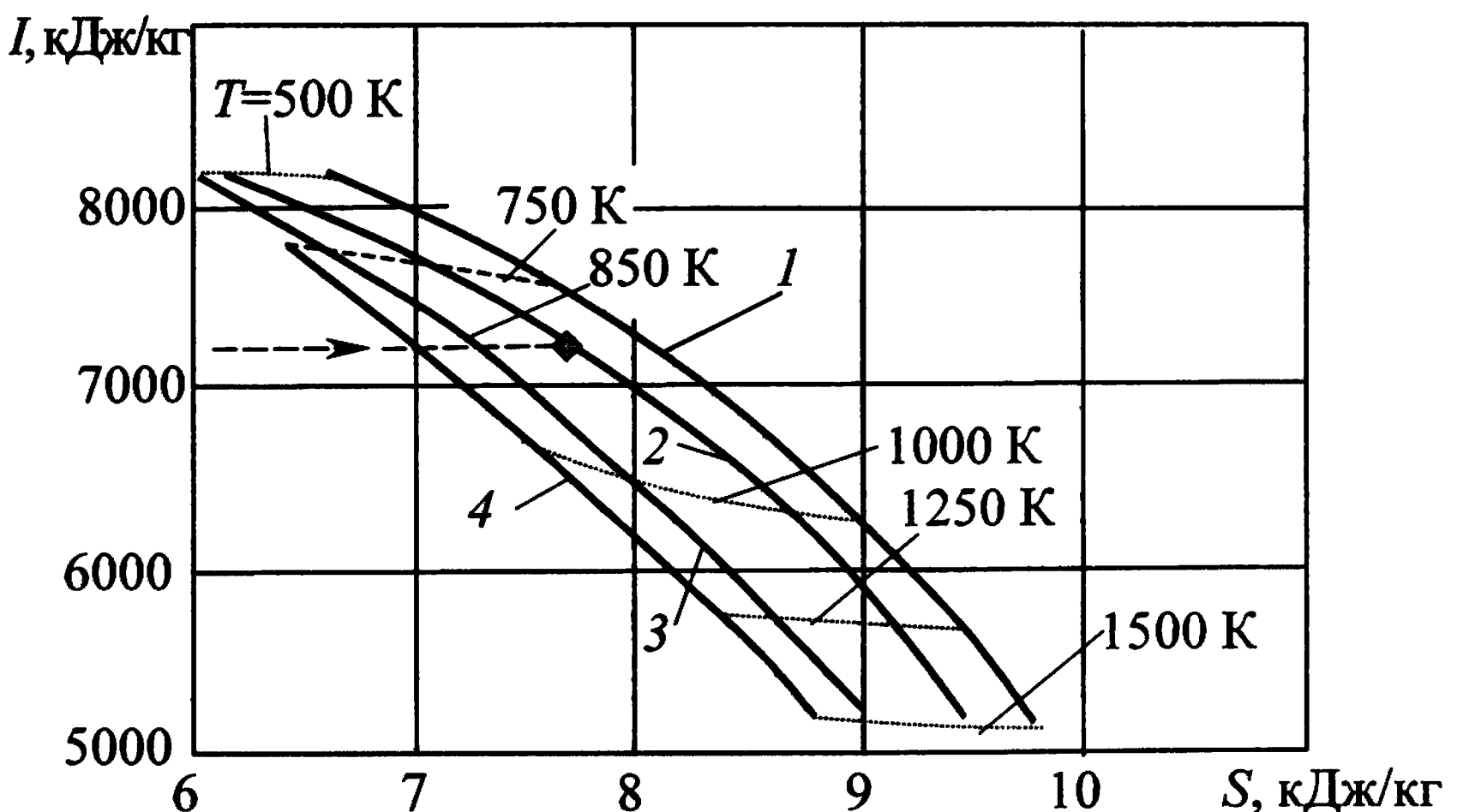


Рис. 7.20. Диаграмма I – S для парогаса при относительном расходе воды 20 %:

$1 - p = 0,1$ МПа; $2 - p = 0,5$ МПа; $3 - p = 2$ МПа; $4 - p = 4$ МПа

При проведении инженерных расчетов оценка массы воды, необходимой для получения парогаса с заданной температурой, может быть проведена с использованием уравнения теплового баланса (7.29). Левая часть уравнения включает составляющие энергии, необходимые для нагрева воды от исходной температуры до температуры испарения при давлении в реактивном пространстве ПГТ, ее испарения и для нагрева водяного пара от температуры испарения до равновесной температуры парогаса:

$$m_{\text{в}} \left[r + \int_{T_{\text{н}}}^{T_{\text{ф.п}}} C_{\text{в}}(T) dT + \int_{T_{\text{ф.п}}}^{T_{\text{см}}} C_{\text{п}}(T) dT \right] = I_{\text{п.с}}(T_{\text{г}}) - I_{\text{п.с}}(T_{\text{с}}), \quad (7.29)$$

где $m_{\text{в}}$ – масса воды; r – удельная теплота парообразования (фазового перехода – ф.п); $T_{\text{н}}$ – начальная температура воды; $T_{\text{ф.п}}$ – температура испарения воды; $T_{\text{см}}$ – температура смеси; $C_{\text{в}}$, $C_{\text{п}}$ – теплоемкость воды и пара соответственно; $I_{\text{п.с}}(T_{\text{г}})$, $I_{\text{п.с}}(T_{\text{с}})$ – энтальпии продуктов сгорания при температуре горячего газа и его смеси с паром соответственно. Это уравнение решается численно в связи с нелинейной зависимостью теплоемкости воды и водяного пара от температуры, а также зависимостью теплоты фазового перехода от давления (рис. 7.21).

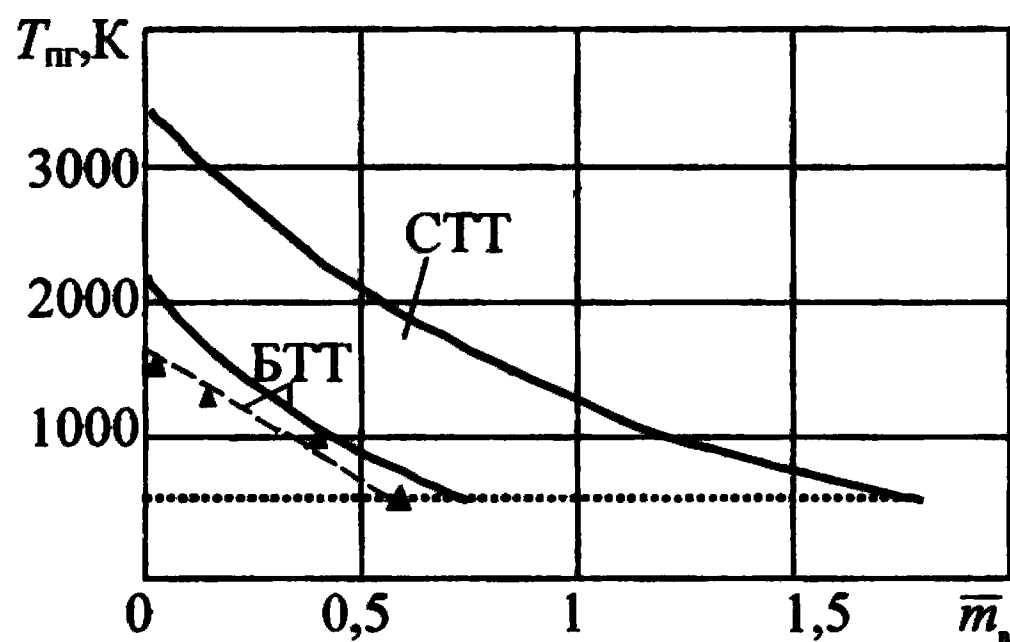


Рис. 7.21. Зависимость температуры парогаса от относительной массы вводимой воды:

СТТ, БТТ – смесевое и баллиститное топливо; ▲ – эксперимент с БТТ;
 температура конденсации водяного пара

Произведена оценка погрешности расчета температуры парогаса при линеаризации уравнения (7.29) осреднением теплоемкостей. Для этого проведен расчет температуры парогаса при различных давлениях и, как следствие этого, различных температурах испарения воды (рис. 7.22).

Изменение расчетной температуры парогаса в рабочем диапазоне давлений находится в пределах $\pm 3\%$.

Важной характеристикой парогаса, как «рабочего» тела является его газовая постоянная, которая наряду с температурой обеспечивает «работоспособность» парогаса. На рис. 7.23 показана расчетная зависимость газовой постоянной парогаса на основе баллиститного топлива при различном относительном количестве вводимой воды.

Фактическая газовая постоянная получается при пересечении линии 5, характеризующей зависимость температуры парогаса от массы подводимой в продукты сгорания ТТ воды.

Зависимость газовой постоянной от температуры имеет максимум при температуре 1000 К. С увеличением массы вводимой воды характер зависимости становится более плавным.

Приведенные расчетные данные могут быть использованы при выполнении проектов ПГТ различного назначения на баллиститном топливе с температурой горения 2400 К.

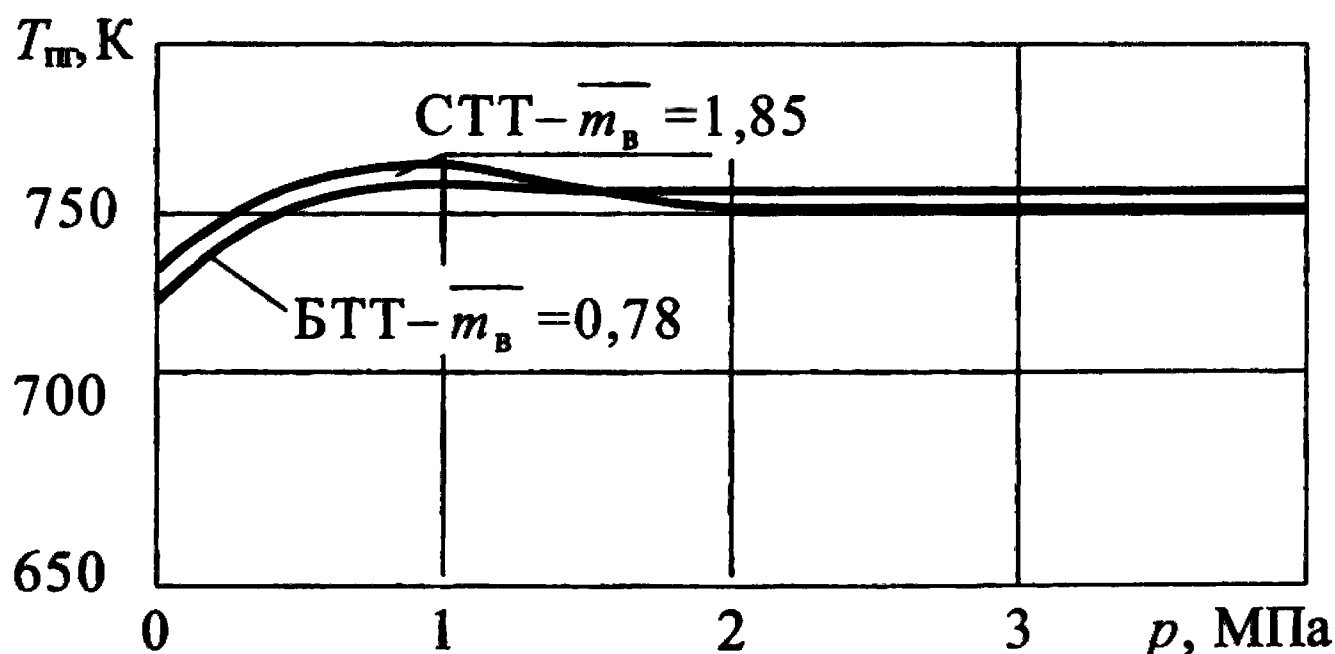


Рис. 7.22. Влияние давления на температуру парогаса

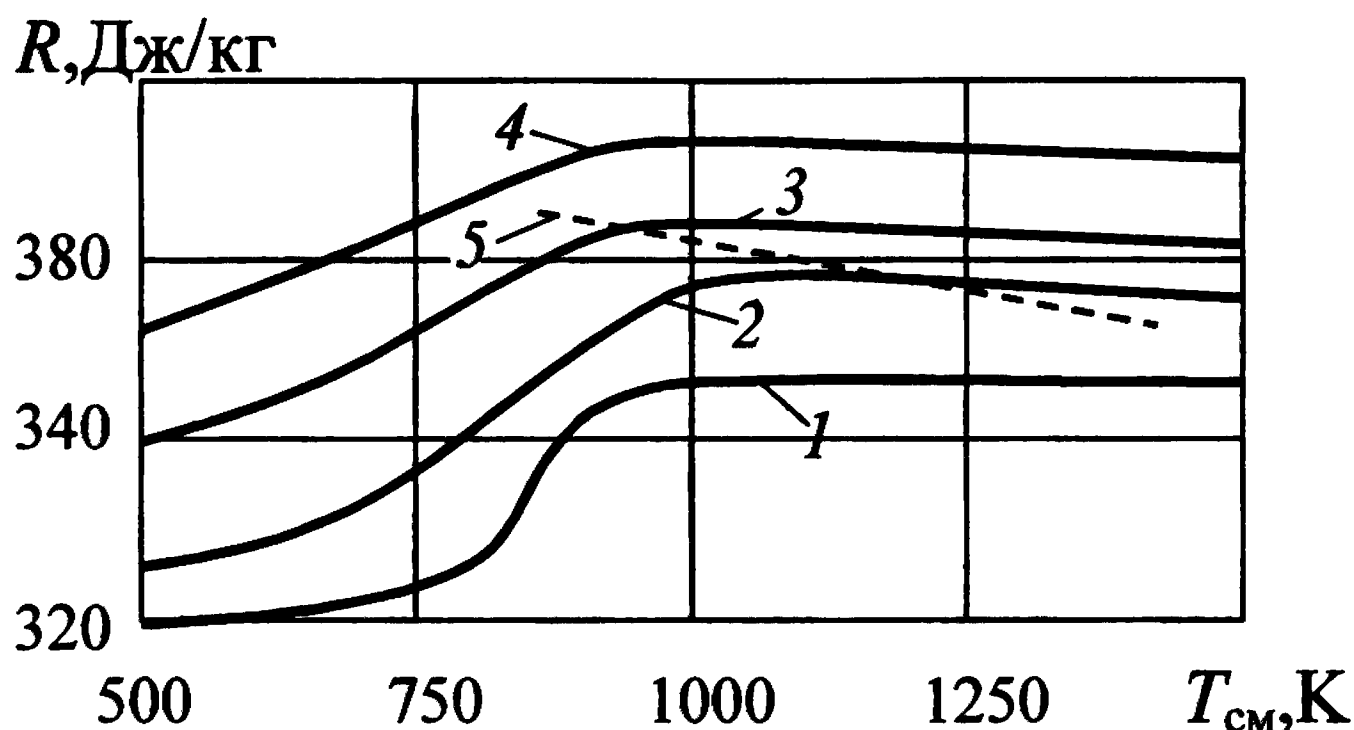


Рис. 7.23. Газовая постоянная пара газа с различным содержанием воды:

$1 - m_v = 0,2$; $2 - m_v = 0,4$; $3 - m_v = 0,6$; $4 - m_v = 0,8$;

$5 - - - -$ зависимость температуры пара газа от объема воды, подводимой в продукты сгорания ТГ

7.6. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОПЫТНОЙ ОТРАБОТКИ СТЕНДОВОГО ПАРОГАЗОГЕНЕРАТОРА

Парогазогенератор (рис. 7.24) включает три основных узла: газогенератор, емкость с водой и реактивное пространство. ГГ включает корпус с передним и задним дном, многошашечный заряд и воспламенитель. При запуске ГГ основная часть продуктов сгорания через критическое сечение 7 поступает в трубу смешения 5. ГГ работает в надкритическом режиме. Меньшая часть продуктов сгорания через отверстия наддува поступает в емкость с водой 3, вытеснение воды в трубу смешения через форсунки 4 производится горячими газами. Для исключения перемешивания продуктов сгорания, используемых для наддува емкости с водой, служит отражатель 8. При автономной стендовой отработке ПГГ для поддержания давления в выхлопной трубе 6 используется выходной вкладыш. Заслуживает внимания организация процесса распыления воды и ее смешения с продуктами сгорания. Форсунки можно располагать в трубе смешения как тангенциально (рис. 7.25, а), так и радиально (рис. 7.25, б).

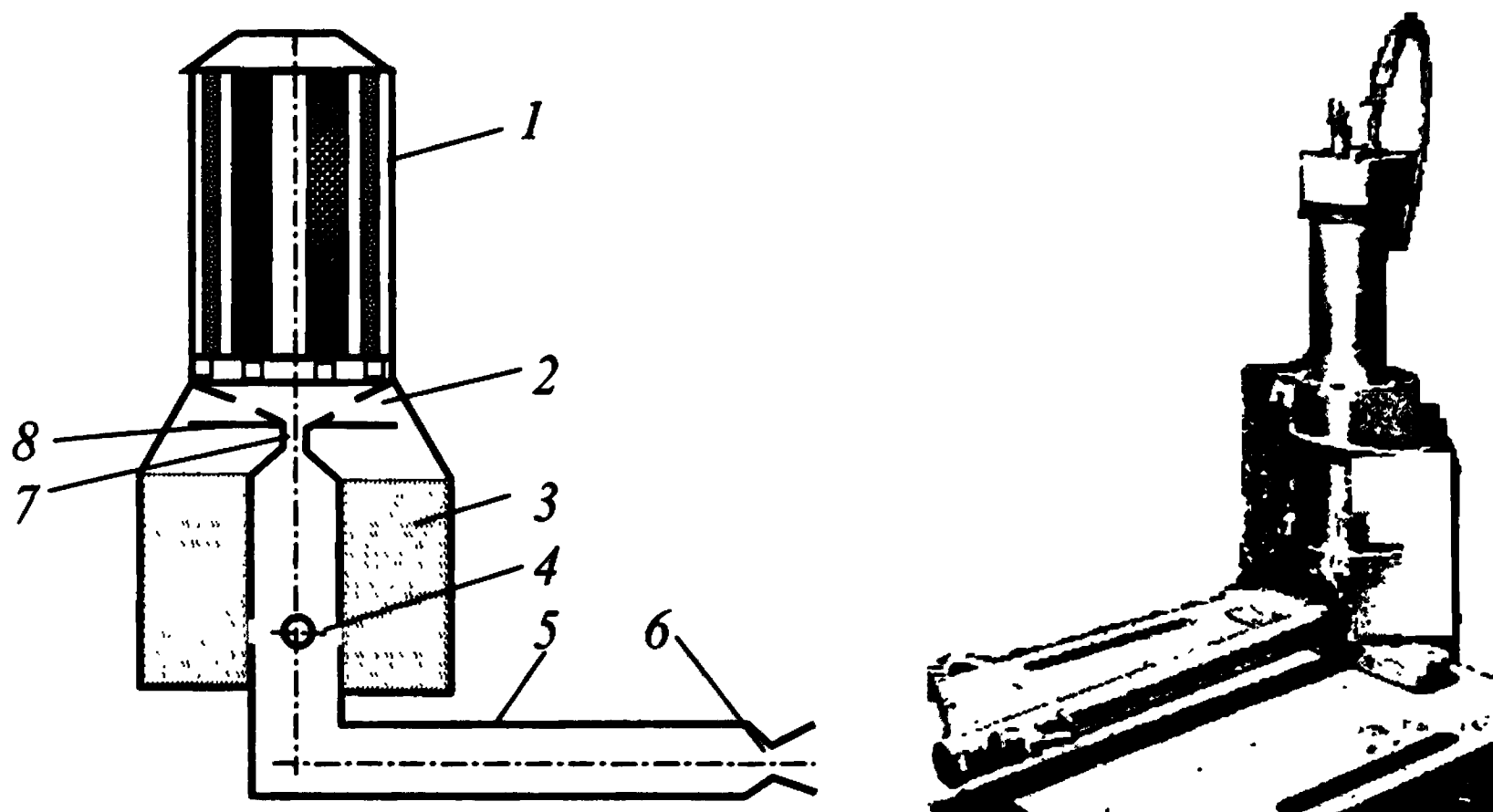


Рис. 7.24. Схема и общий вид парогазогенератора:
 1 – газогенератор; 2 – отверстия наддува; 3 – емкость с водой;
 4 – форсунки; 5 – труба смешения; 6 – выхлопная труба;
 7 – критическое сечение сопла ГГ; 8 – отражатель

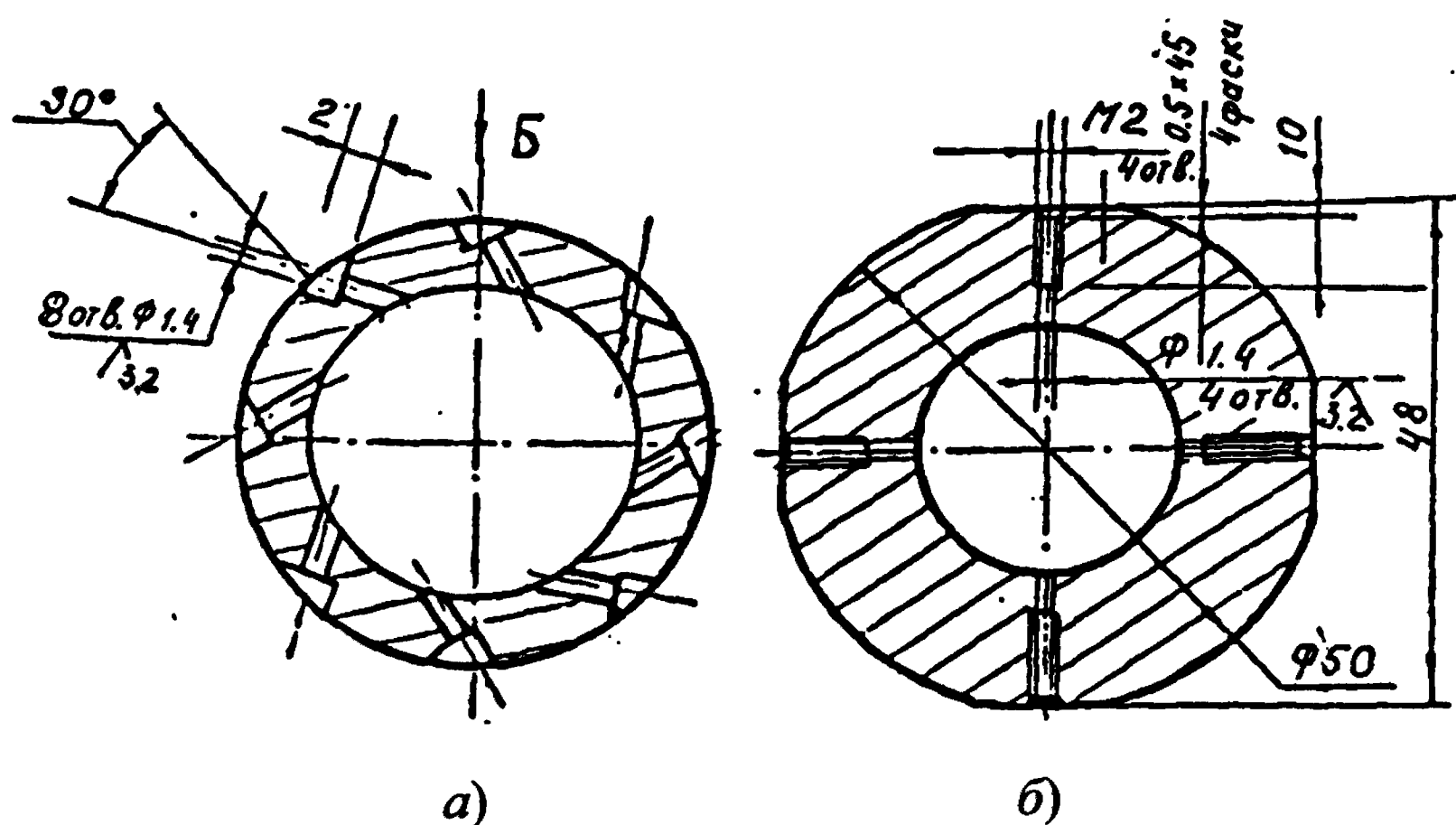


Рис. 7.25. Конструкция форсунок в составе ПГГ:
 а – тангенциальный распыл; б – радиальный распыл

С использованием известной термодинамической модели внутрикамерных процессов в ПГТ [62] и теории планирования эксперимента проведен численный эксперимент с целью выбора конструктивных параметров, позволяющих наиболее эффективно регулировать температуру парогаса. Выше было показано, что для заданного топлива она определяется относительным расходом воды

$$\bar{m}_в = \dot{m}_в / \dot{m}_г,$$

где $\dot{m}_в$ и $\dot{m}_г$ – соответственно расходы воды и газа в трубу смешения.

В качестве конструктивных параметров использованы площади отверстий форсунок F_ϕ и отверстий наддува бака с водой F_n , отнесенные к площади критического сечения сопла $F_{кр}$.

При квазистационарном режиме работы ПГТ соотношения между определяющими проходными сечениями ПГТ зависят от того, является ли режим работы газогенератора до- или сверхкритическим, и определяются аналитически на основе термодинамической модели. Для проектирования ПГТ необходимы коэффициенты приведения, в частности коэффициенты тепловых потерь в камере ГТ, емкости с водой и трубе смешения, а также коэффициенты расхода и гидравлического сопротивления «узких» сечений. Указанные коэффициенты могут быть найдены по имеющимся в литературе материалам по отработке ГТ, а также на основе проводимых экспериментов и решения частных обратных задач внутренней баллистики узлов ПГТ.

Расчеты и эксперименты показали, что для ПГТ с прогрессивной расходной характеристикой получение квазипостоянной температуры рабочего тела при постоянных величинах F_ϕ , F_n и F_k невозможно. На рис. 7.26 показаны опытные циклограммы расхода парогаса, его давления и температуры. При запуске и останове ПГТ температура имеет ярко выраженные «забросы», а в период 0,1 ... 1,0 с она стабильна и составляет около 400 К, что свидетельствует об истечении парогаса с частично неиспарившейся водой. Рассчитанный по результатам измерения перепада давления на форсунках относительный расход воды составляет 1,7 ... 1,1, в то время как по результатам термодинамического расчета он должен составлять 0,7 ... 0,8 для получения температуры парогаса

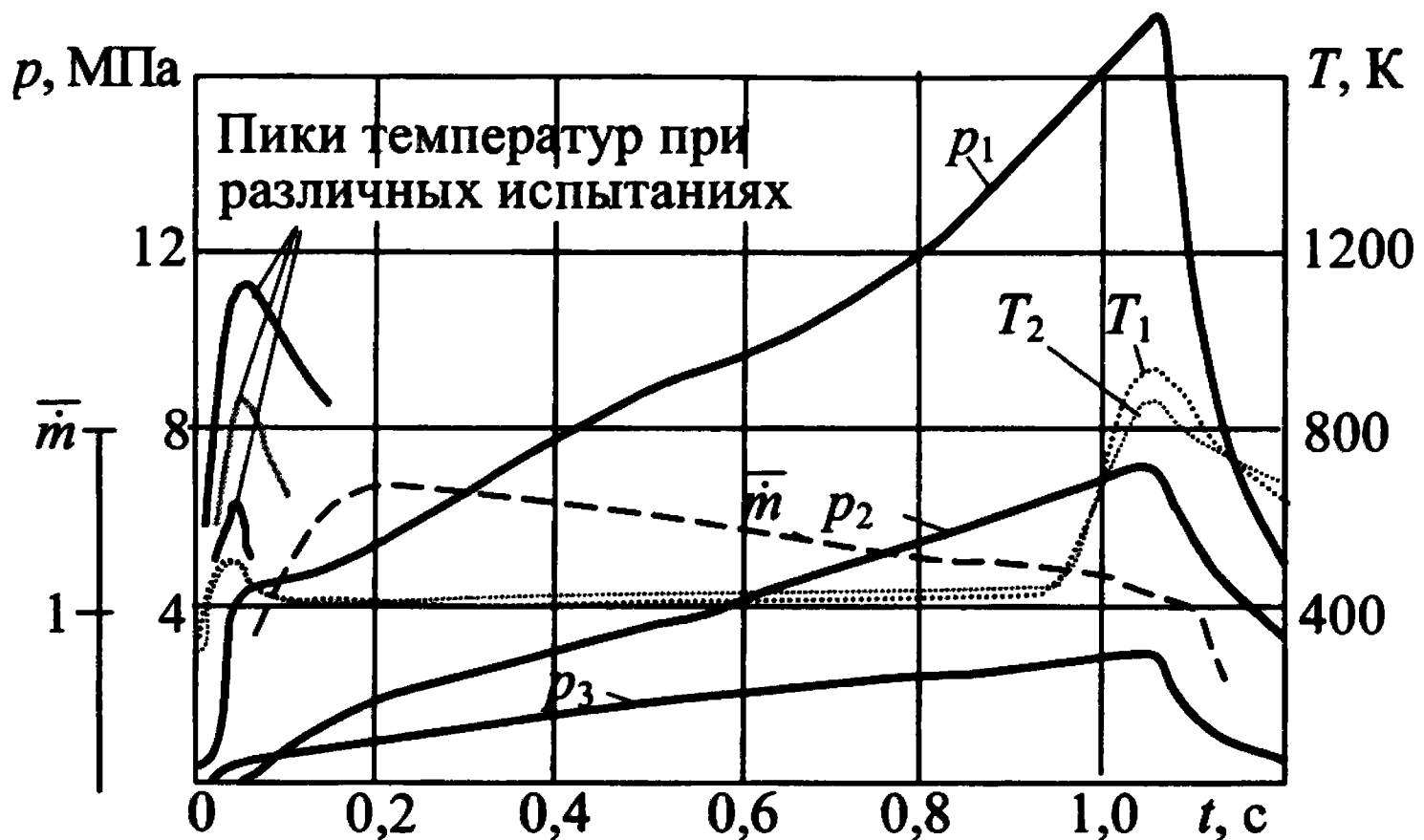


Рис. 7.26. Результаты испытаний ПГГ с постоянной площадью критического сечения сопла

650 ... 750 К. Результаты измерения температуры подтверждаются скоростной киносъемкой струи парогаса, истекающей из выхлопной трубы (рис. 7.27).

Расчеты и стендовые испытания ПГГ с критическим вкладышем постоянного сечения показали следующее:

1. Давление в ГГ сразу после запуска определяется наличием заглушки и давлением ее вскрытия, причем установка заглушки уменьшает прогрессивность давления в камере ГГ. При прочих равных условиях без заглушки $\sigma_p = 23/7,5$ (МПа/МПа); при ее наличии $\sigma_p = 18/9$.

2. Применение заглушки, служащей лишь для герметизации ГГ, приводит к «забросу» температуры парогаса при запуске ПГГ, особенно при не полностью заполненной емкости с водой.

3. Давление в емкости с водой определяется относительной площадью отверстий наддува и количеством заливаемой воды.

Получение парогаса с квазипостоянной температурой возможно за счет применения разгорающегося критического вкладыша со специально подобранной формой отверстий в нем.

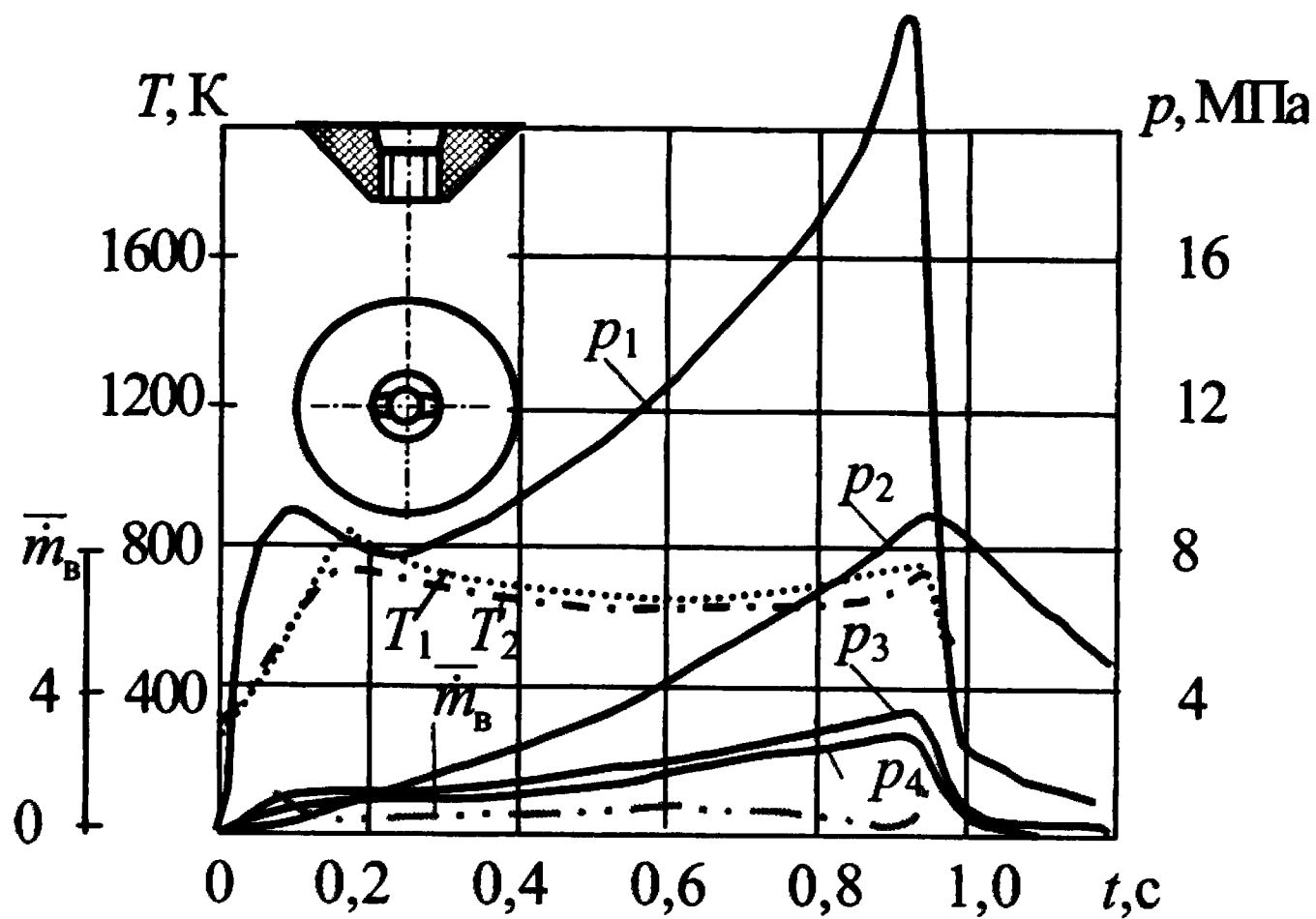


**Рис. 7.27. Фотографии струй перегретого (а)
и насыщенного водой (б) парогаса**

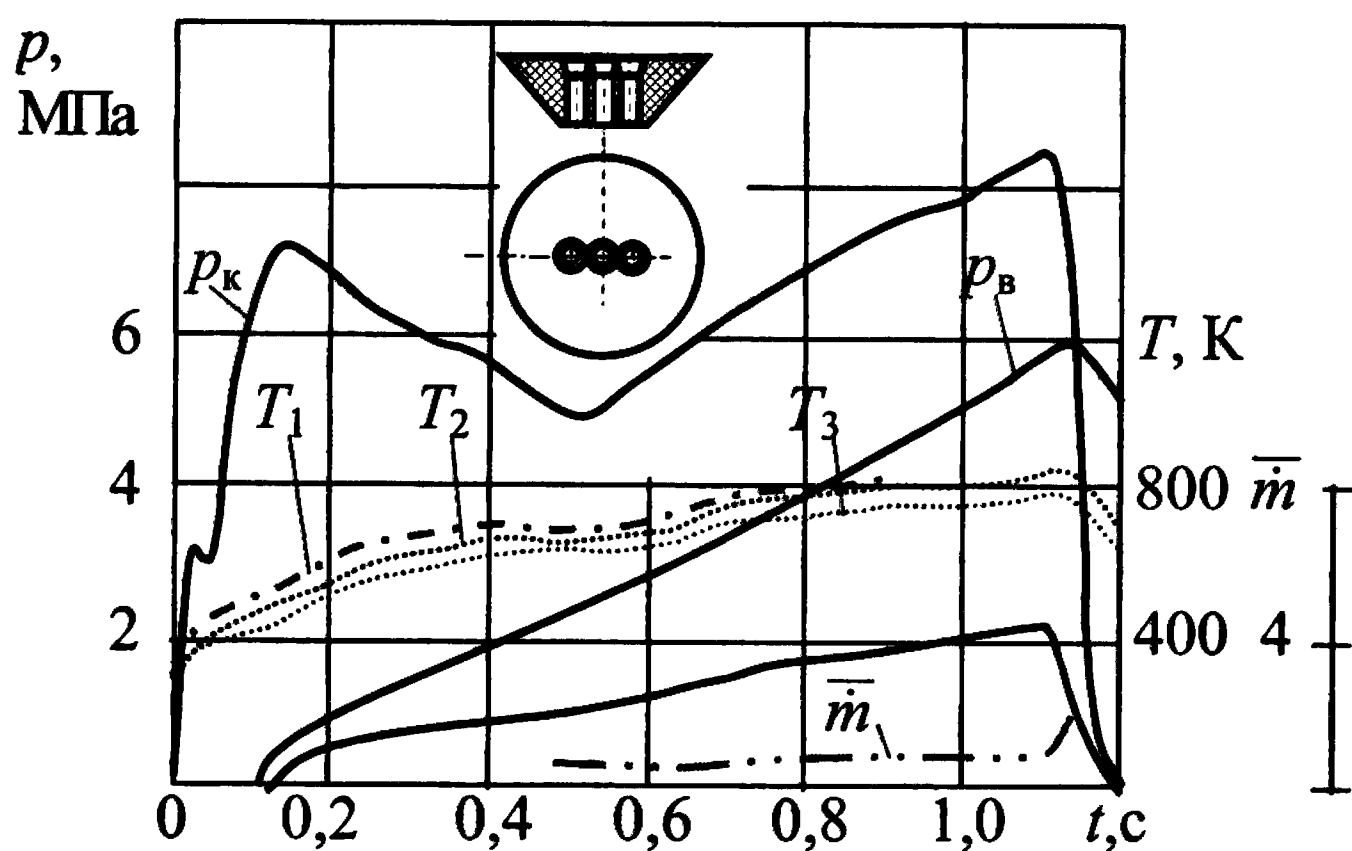
На рис. 7.28 показаны циклограммы двух характерных испытаний с критическими вкладышами, имеющими отверстия различных размеров и выполненными из медленно горящего баллиститного топлива.

В опыте № 1 стабильная температура парогаса получена при изменении давления в камере сгорания ГГ 9...23 МПа, что соответствует его прогрессивности 2,5. При этом разгорающийся вкладыш имеет одно центральное отверстие и сгорает за 0,2 с, что составляет 20 % времени работы ПГГ. В опыте № 2 время сгорания вкладыша увеличено до 45 % времени работы ПГГ за счет выполнения в нем трех отверстий диаметром 2 мм, как показано на рис. 7.28, причем стабильная температура парогаса получена при изменении давления в ГГ в диапазоне 6,5 ... 8,2 МПа.

Автономные огневые испытания ПГГ подтвердили параметры, полученные при проведении проектных расчетов, и возможность его применения в качестве ЭУГТ для бросковой установки.



a)



б)

Рис. 7.28. Результаты испытаний ПГТ с увеличивающейся площадью критического сечения сопла:
 а – опыт № 1; б – опыт № 2

7.7. ПРИМЕНЕНИЕ РЕГУЛИРУЕМОЙ ПО РАСХОДУ И ТЕМПЕРАТУРЕ ЭУТТ ДЛЯ КАТАПУЛЬТИРОВАНИЯ МАКЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Одним из направлений развития авиационной техники является создание дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА). Они могут использоваться для наблюдения за земной поверхностью, контроля параметров атмосферы, охраны важных объектов, обнаружения очагов пожаров, картографии и других целей.

ПГГ, результаты стендовой отработки которого приведены выше, использован в качестве энергоузла для запуска макета ДПЛА со следующими параметрами:

- скорость, м/с $V = 30$
- масса, кг $M = 200$
- перегрузка, g $n = 6 \dots 8$

Запишем уравнение движения ДПЛА (без учета угла возвышения)

$$M \frac{d^2 x}{dt^2} = \sum_{i=1}^n F_i, \tag{7.30}$$

где M – масса ЛА; F_i – действующие при старте силы.

Анализ этого уравнения с точки зрения обеспечения требуемой скорости схода с направляющей при ее ограниченной длине показал, что желательно обеспечивать постоянную перегрузку n .

Использование ПГГ в качестве энергоузла бросковой установки позволяет получить беспламенный выхлоп и повысить «живучесть» установки за счет низкой температуры рабочего тела, которая составляет 500 ... 700 К.

Схемное решение бросковой установки выбрано исходя из обеспечения указанных выше параметров движения макета и простоты конструкции (рис. 7.29).

Численное моделирование процесса запуска макета ДПЛА, произведенное на основе системы уравнений движения макета, включающей уравнения его движения, состояния для рабочего

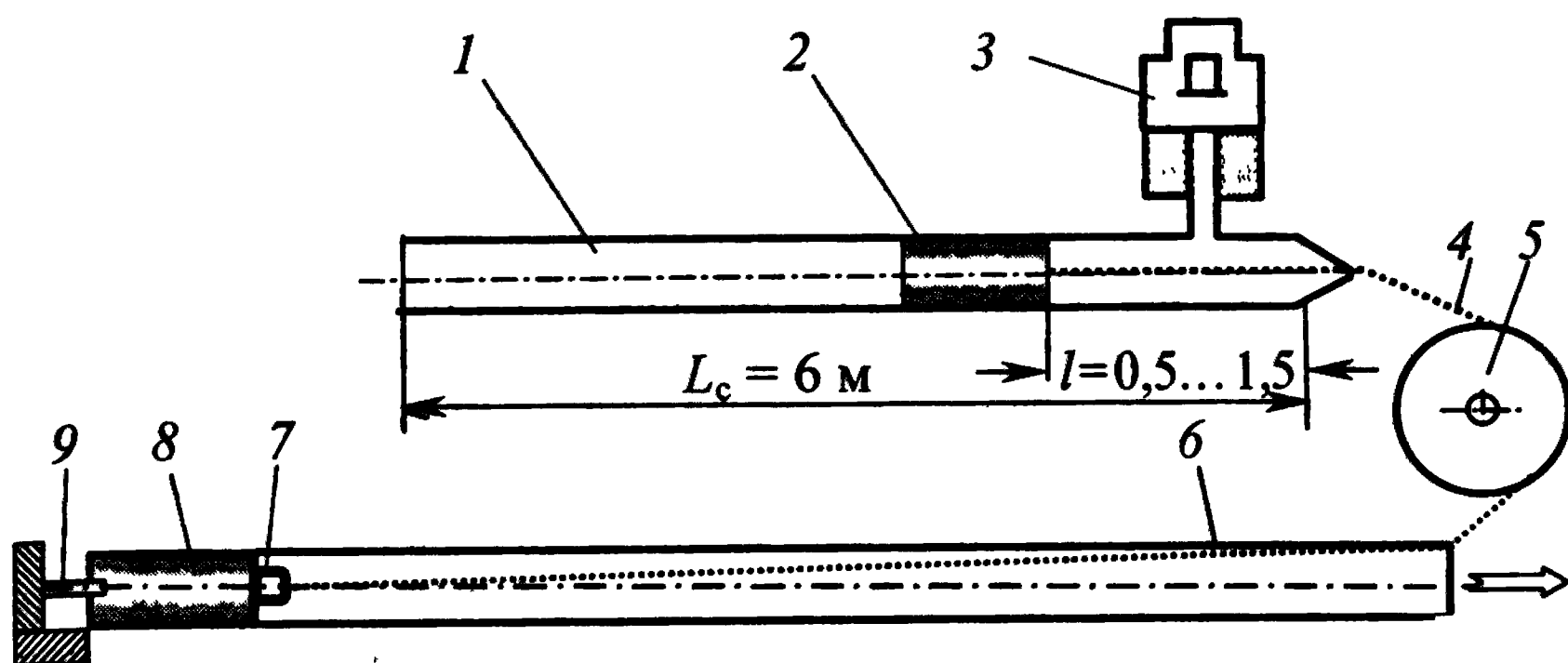


Рис. 7.29. Схема бросковой установки:

1 – труба силовая; 2 – поршень; 3 – парогазогенератор; 4 – трос;
5 – блок; 6 – труба направляющая; 7 – устройство расфиксации троса;
8 – метаемый груз; 9 – разрывной болт

тела, его массоприхода в силовую трубу, показало возможность реализации указанных выше параметров при использовании заряда массой 0,3 кг.

Размеры отдельных элементов установки: диаметр направляющей трубы 150 мм; длина направляющей трубы 5 м; диаметр приводной трубы 100 мм; длина приводной трубы 6 м; масса бросаемого груза 200 кг.

Используемый в качестве энергоузла ПГГ имеет двукратный запас по массе генерируемого парогаса, что создает соответствующий резерв по массе катапультируемого объекта.

Конструкция бросковой установки выполнена согласно схеме, приведенной на рис. 7.29, и имеет следующие особенности. Макет и поршень связаны тросом, который через систему блоков заводится в пусковую трубу и крепится к макету с помощью специального зажима. Макет, в свою очередь, удерживается при пуске с помощью разрывного болта. При срабатывании ПГГ макет остается неподвижным до разрыва болта и лишь затем начинает двигаться по направляющей трубе.

Бросковая установка испытывалась с ПГТ, регулируемым по расходу при помощи двух параметров: поверхностью горения заряда и разгорающимся критическим вкладышем. Баллистические характеристики использованной ЭУТТ соответствуют опыту № 2 (см. рис. 7.28).

В процессе испытаний запуска макета производились измерения давления в направляющей и приводной трубе, а также скорости вылета имитатора с помощью скоростной камеры СКС-1М. Результаты испытаний приведены на рис. 7.30, 7.31.

Давление в направляющей трубе и перемещение макета – опытные параметры, скорость движения макета и перегрузка – расчетные по результатам испытаний. Как видно на графиках, параметры работы бросковой установки достаточно стабильны. Разброс по скорости вылета груза находится в пределах 1 %.

По результатам испытаний ПГТ в составе бросковой установки можно сделать следующие выводы:

1. Полученные параметры движения груза соответствуют расчетным; так, при изменении давления в камере газогенератора в пределах 4 ... 10 МПа получена скорость на вылете из направляющей трубы 20,5 м/с, а ускорение при этом находилось в пределах 3,6 ... 5 g при длине направляющей трубы 5 м.

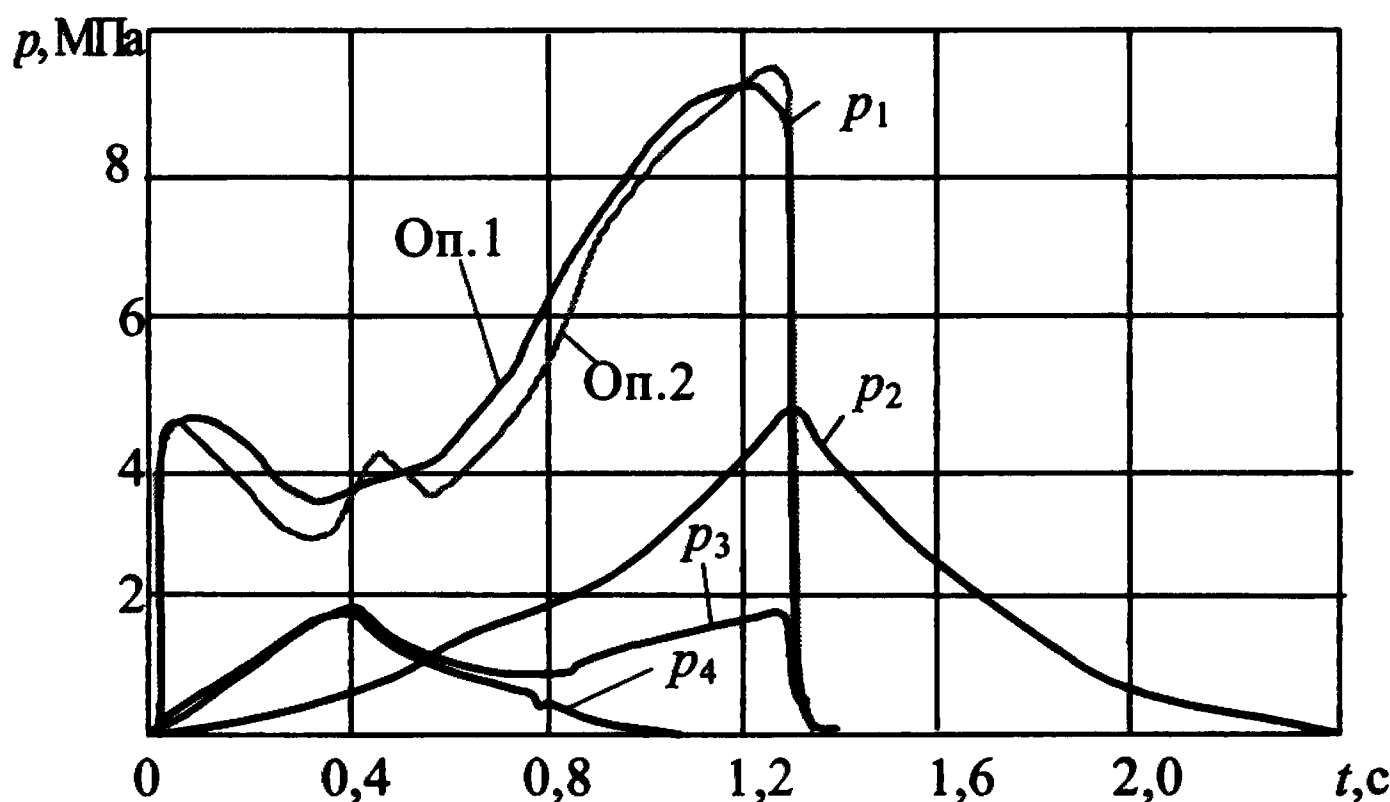


Рис. 7.30. Результаты испытаний бросковой установки:

p_1 – давление в камере сгорания ПГТ; p_2 – давление в емкости с водой;
 p_3 – давление в трубе смешения ПГТ; p_4 – давление в силовой трубе

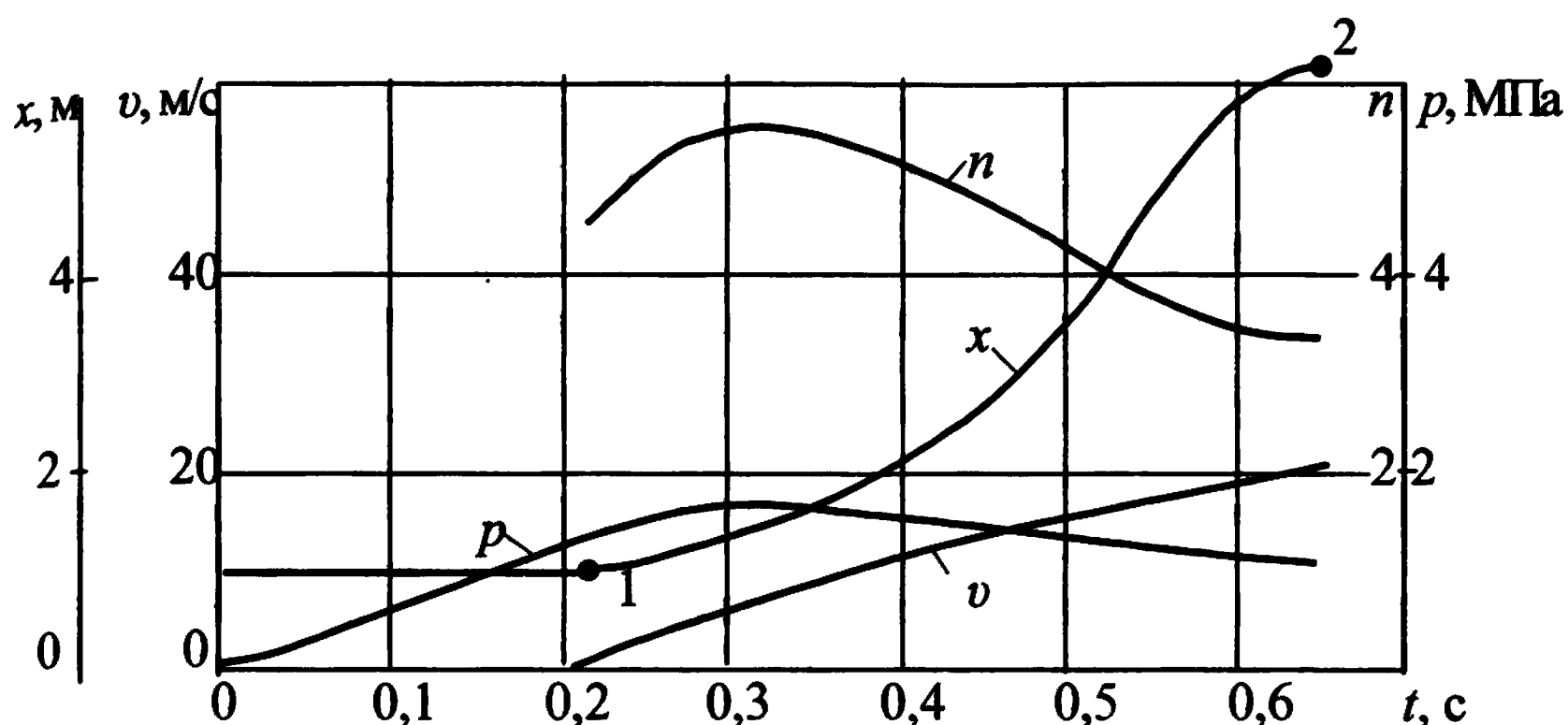


Рис. 7.31. Параметры движения макета ЛА:

x – путь; v – скорость; n – перегрузка;

1 – момент начала движения макета;

2 – момент вылета из направляющей трубы

2. Резервами для повышения скорости вылета являются:

- увеличение длины направляющей трубы до 6 м;
- увеличение давления форсирования за счет разрывного болта;
- снижение потерь на трение.

3. Разработанная ЭУТТ, имеющая программированный закон изменения площади критического сечения ГГ и регулируемая за счет этого по расходу и температуре рабочего тела, показала хорошую воспроизводимость параметров и может быть рекомендована в качестве ЭУТТ для запуска ЛА различного назначения.

Глава 8

КОНСТРУКЦИЯ УЗЛОВ И МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В УПРАВЛЯЕМЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

8.1. ТВЕРДЫЕ ТОПЛИВА И ЗАРЯДЫ

8.1.1. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ТВЕРДЫМ ТОПЛИВАМ

К твердым топливам, используемым в ЭУТТ, предъявляются следующие требования:

- к энергетическим характеристикам;
- к баллистическим характеристикам;
- к физико-механическим характеристикам;
- к эксплуатационным характеристикам;
- технологические – при изготовлении зарядов;
- экологические – по минимизации воздействия на окружающую среду в процессе отработки ЭУТТ и в процессе ее утилизации после окончания срока эксплуатации;
- экономические требования.

Требования к энергетическим характеристикам. Наиболее важными из энергетических характеристик являются удельный импульс $I_{уд}$ и температура продуктов сгорания T . Удельный импульс существенно влияет на энергобаллистическую эффективность ЭУТТ, а допустимая температура продуктов сгорания ограничивается стойкостью конструктивных элементов. При этом необходимо подчеркнуть, что различные типы конструктивных элементов характеризуются различной стойкостью (1200 ... 4000 К). По результатам параметрических исследований (рис. 8.1) видно, что суммарная масса ЭУТТ монотонно уменьшается с ростом температуры продуктов сгорания.

Существуют три основные границы, обусловленные применением конструктивных материалов для схем, содержащих регуляторы, работающие в среде продуктов сгорания длительное время. Нижняя граница соответствует температуре 1300 К, вторая – 1600 К и третья – 2000 К.

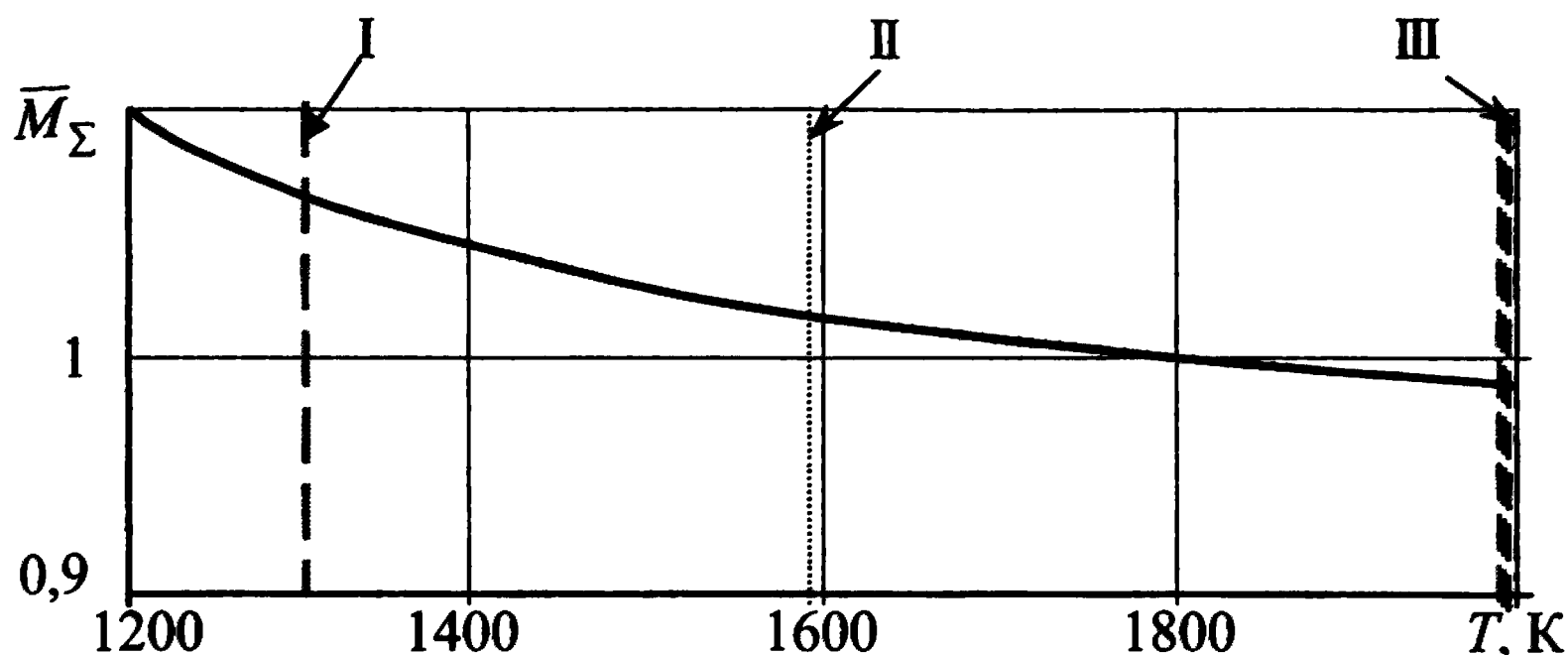


Рис. 8.1. Зависимость относительной суммарной массы ЭУТТ от температуры продуктов сгорания

При температуре продуктов сгорания до ~ 1300 К возможно изготовление элементов газоразводящей части ЭУТТ из жаропрочных хромоникелевых сталей типа 20Х23Н18, ХН60ВТ.

Температура ~ 1600 К является предельной в случае подачи продуктов сгорания на лопатки газовых турбин энергосиловых установок.

Температура ~ 2000 К является предельной для применения ниобиевых сплавов типа 5ВМЦ-2, 10ВМЦ-ВР в качестве конструкционных материалов «горячей» схемы газоразведения, а также предельной в случае применения молибденовых сплавов типа М1-МП для элементов теплового ножа, работающего продолжительное время. Конкурентоспособность ЭУТТ обеспечивается при достижении $I_{уд} = 2050 \dots 2100$ м/с. При наличии в системе газоразведения внутренней теплозащиты и при относительно непродолжительной длительности работы температура продуктов сгорания может быть повышена до 2300 К при $I_{уд} = 2200 \dots 2250$ м/с.

Для конструктивных схем управляемых ЭУТТ, в которых нет регулирующих устройств, подверженных действию высокотемпературных продуктов сгорания (ЭУТТ с предстартовым регулированием, ДМВ с гидрогашением, ТН с камерой дожигания и т.п.), целесообразно применять используемые в маршевых РДТТ высокотемпературные (высокоэнергетические) топлива с $I_{уд} = 2500 \dots 2600$ м/с, $T_{нс} > 3600$ К, $\rho > 1,8 \cdot 10^3$ кг/м³.

Требования к баллистическим характеристикам. Основная баллистическая характеристика твердого топлива – скорость горения u , которая зависит от давления: $u = u_1 p^\nu$.

Для ЭУТТ различных схемных решений и различного назначения требуются топлива с малой (до $\sim 0,5$ мм/с) скоростью горения; топлива, имеющие как минимальную чувствительность скорости горения от давления ($\nu \sim 0$), так и максимальную ($\nu \sim 1,5$; $\nu = -2,5 \dots -3,0$); топлива, имеющие высокие пределы ($1 \dots 2$ МПа) устойчивого горения по давлению и минимальную чувствительность скорости горения от температуры.

Требования к физико-механическим характеристикам. Плотность твердых топлив ρ должна быть максимальной. Однако для смесевых безметалльных топлив ρ существенно зависит от природы и количества связующего в рецептуре. Для смесевых безметалльных топлив $\rho_{\max}$ составляет $\sim 1,65 \cdot 10^3$ кг/м³, а для окислительных составов (для схем раздельного снаряжения) $\rho_{\max} \sim 2,0 \cdot 10^3$ кг/м³.

Для обеспечения прочности скрепленных зарядов требуются следующие физико-механические характеристики: $\epsilon \geq 60$ %; $\sigma_b \geq 0,7 \dots 0,8$ МПа; $E \sim 1,0$ МПа. К вкладным зарядам особые требования не предъявляются.

Требования к эксплуатационным характеристикам. Топлива и входящие в них компоненты не должны быть токсичными; при хранении и эксплуатации заряд не должен выделять токсичные вещества или образующие с веществами окружающей среды токсичные или взрыво- и пожароопасные смеси; технологический процесс изготовления и эксплуатации заряда не должен быть взрыво- и пожароопасным.

Топливо не должно детонировать или загораться при падении заряда или энергоустановки при сборочных или погрузочно-разгрузочных работах, а также при вибрационных и ударных нагрузках, возникающих при транспортировке и боевой эксплуатации системы. Заряд не должен детонировать при прострелах его пулями, осколками, а также при воздействии тепловых, альфа-, бета-, гамма-излучений и др.

8.1.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ТВЕРДЫХ ТОПЛИВ

Характеристики некоторых марок существующих твердых топлив, применяемых в ЭУТТ, приведены в табл. 8.1.

8.1. Характеристики смесевых безметалльных твердых топлив, применяемых в ЭУТТ

Топливо	T, K	$I_{уд}, м/с$ ($p = 4/0,1$)	$u, мм/с$ ($p = 4 \text{ МПа}$)	v	$\rho, г/см^3$	$\epsilon, \%$
Смесевые						
1	1960	1974	2,25	-0,1	1,63	60 ... 80
2	1976	1867	2,23	0,6 ... 0,8	1,63	30
3	1497	1895	5,0	0,4	1,6	50
4	1995	2069	6,0	До 0,79	1,59	70
5	2145	2080	2,4	-2,7	1,56	60 ... 75
6	1290	1730	1,19	0,6	1,55	20
7	1300	1733	1,3	~0,6	1,51	60
8	1260	1728	3,5 ... 3,9	0,4	1,51	60 ... 65
9	1915	2020	3,3 ... 3,9	0,6 ... 0,8	1,59	60 ... 90
10	1500	1900	1,9	-0,24	1,6	40
11	2008	1946	5,8	0,46	1,85	
Баллиститные						
12	1607	1829	2,4	0,575	1,54	
13	1750	1618	6,51	0,22	1,59	
14	2269	2040	6,85	0,28	1,6	

8.1.3. ЗАРЯДЫ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Твердотопливный заряд – один из главных элементов газогенератора РЭУ. Он должен обеспечивать по времени такую расходную характеристику, которая позволяет гарантированно выполнить циклограмму работы энергоустановки (при компенсации тепловых потерь на начальном участке ее работы и парировании увеличения расхода в конце работы в результате разложения ТЗП корпуса или сгорания бронировки). Для повышения энергобаллистической эффективности РЭУ предпочтительно применение зарядов, прочно скрепленных с корпусами газогенераторов.

При горении прочно скрепленных зарядов торцевого горения из смесового топлива зачастую наблюдается преобразование изначально плоской поверхности в коническую вследствие повышения скорости горения в пристеночном слое заряда (рис. 8.2) [18, 24, 83, 86].

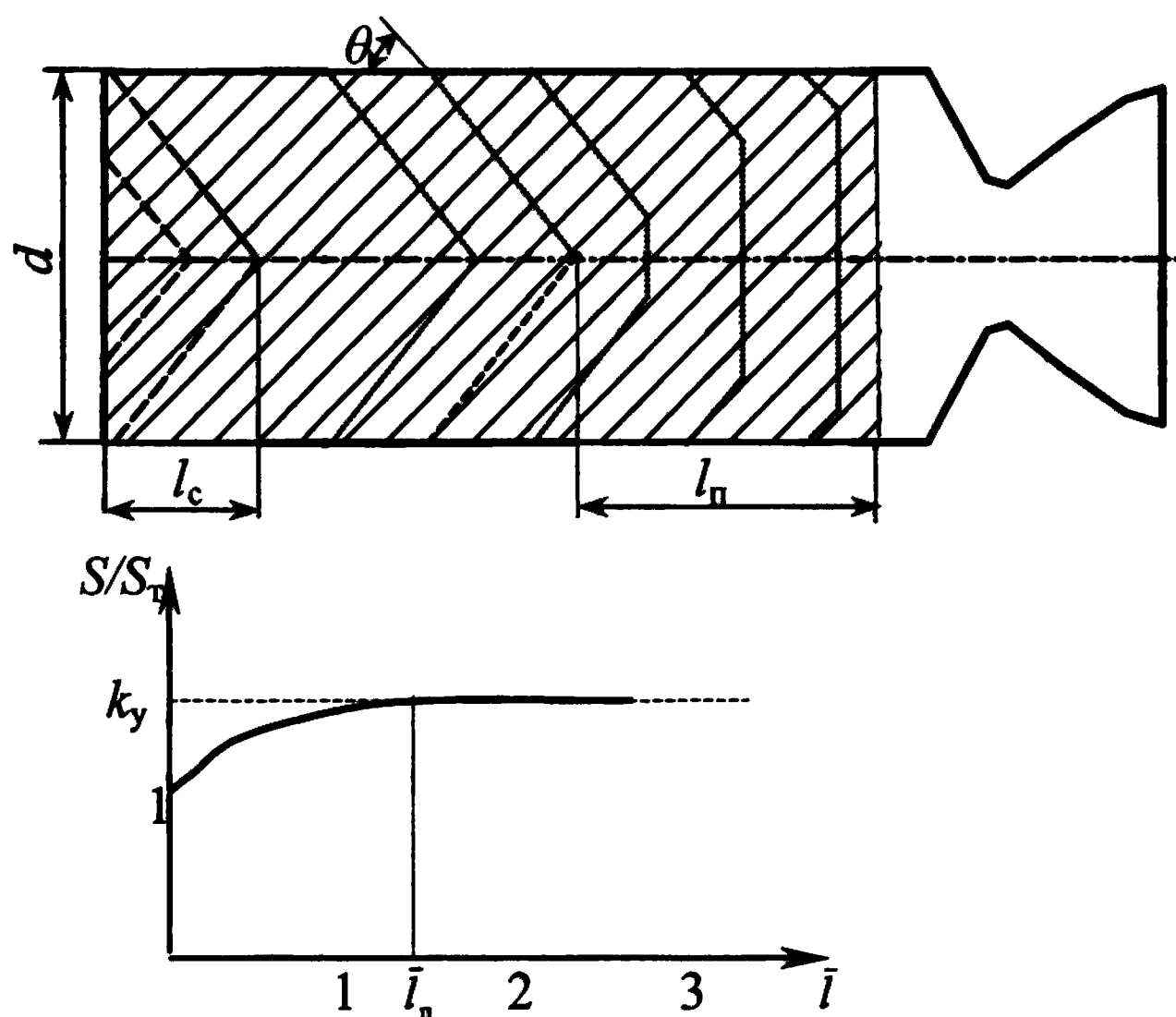


Рис. 8.2. Эволюция поверхности горения от относительной длины заряда торцевого горения

На рис.8.2 видно, что

- угол конусности $\theta = \arcsin \frac{u_n}{u_p} = \arcsin \frac{1}{k_y}$,

где k_y – коэффициент увеличения пристеночной скорости; u_n – скорость горения топлива в центральной зоне заряда; u_p – скорость горения в пристеночном слое;

- площадь поверхности горения сначала растёт, а затем, после прохождения фронтом длины заряда $l \geq l_n$, становится постоянной и равной $S = k_y S_T = S_T / \sin \theta$, где S , S_T – площади конической и торцевой поверхностей соответственно;

- величина l_n определяется из соотношения $\frac{2l_n}{d}(k_y - 1) = \operatorname{ctg} \theta$, после преобразования которого

$$l_n = \frac{d}{2} \sqrt{\frac{k_y + 1}{k_y - 1}};$$

- в конце горения заряда с момента, когда заканчивается цилиндрический участок и $l_c = r \operatorname{ctg} \theta = \frac{d}{2} \sqrt{k_y^2 - 1}$, характерно плавное (затянутое по времени) уменьшение поверхности горения до нуля, приводящее к появлению значительных дегрессивных остатков.

Учитывая, что, по экспериментальным данным, $k_y = 1,1 \dots 1,3$, получим

$$\theta = 50 \dots 65^\circ; \bar{l}_n = \frac{l_n}{d} = 0,5 \sqrt{\frac{k_y + 1}{k_y - 1}} = 1,4 \dots 2,3;$$

$$\bar{l}_c = \frac{l_c}{d} = 0,5 \sqrt{k_y^2 - 1} = 0,23 \dots 0,415.$$

Основной причиной увеличения скорости горения в пристеночном слое является диффузия пластификатора из топлива в теп-

лозащитное покрытие или в стенку корпуса и понижение вследствие этого его содержания в пограничном слое заряда. Возникновению диффузии способствует ряд факторов. Наиболее существенным фактором является повышенная температура полимеризации заряда. Благодаря соблюдению технологического регламента диффузия достаточно стабильна как от заряда к заряду, так и в процессе эксплуатации (длительного хранения). Среди других возможных причин увеличения пристеночной скорости горения можно назвать напряженно-деформированное состояние пограничного слоя заряда, влияние химических компонентов в составе ЗКС, изменение фракционного состава и физических свойств топлива в пристеночном слое по сравнению с центральной зоной заряда и др. Подобная эволюция поверхности горения у прочно скрепленных зарядов твердого топлива из смесового топлива может привести к следующим последствиям:

- повышению давления в $k_y^{1/(1-\nu)}$ раз со всеми вытекающими последствиями (в частности, к сокращению гарантированной глубины регулирования);
- появлению дегрессивных остатков (увеличению времени спада тяговых характеристик).

Для борьбы с дегрессивными остатками могут быть рекомендованы вогнутые передние днища (крышки) или заполнение передней зоны корпуса легким наполнителем (типа пенопласта).

Стабилизировать давление можно двумя принципиальными путями: устранением (уменьшением) миграции пластификатора и геометрией заряда. Первый путь может быть реализован применением барьерных покрытий из фторированных резин (51-1619, 51-1620, 51-2194 и др.) или введением в состав ТЗП пластификатора, аналогичного пластификатору в топливе.

Причем нужно отметить, что фторсодержащие резины не допускают эксплуатацию при низких температурах, а введение пластификатора в ТЗП возможно только в герметичных (металлических) корпусах. (В корпусах из композиционных материалов пластификатор выделяется в окружающую среду.)

Геометрические способы создания равновеликой поверхности горения по времени работы с учетом пристеночного эффекта весьма разнообразны.

Для торцевых зарядов большого удлинения могут быть рекомендованы:

- изготовление заряда цилиндроконической формы (цилиндр на участке конической поверхности, конус на участке перехода с торцевой на коническую поверхность);
- создание волнистой наружной поверхности топлива (рис. 8.3, а);
- специальная начальная разделка поверхности горения (рис. 8.3, б, в, г).

Варианты конструктивного оформления зарядов представлены на рис. 8.4. Отличительной особенностью заряда для РЭУ с тепловым ножом при внутреннем расположении гидропривода является наличие центрального канала. Внутренняя поверхность канала покрывается бронировкой, разрезаемой нагретым ножом в процессе работы энергоустановки. Вариант конструктивного оформления такого заряда представлен на рис. 10.14.

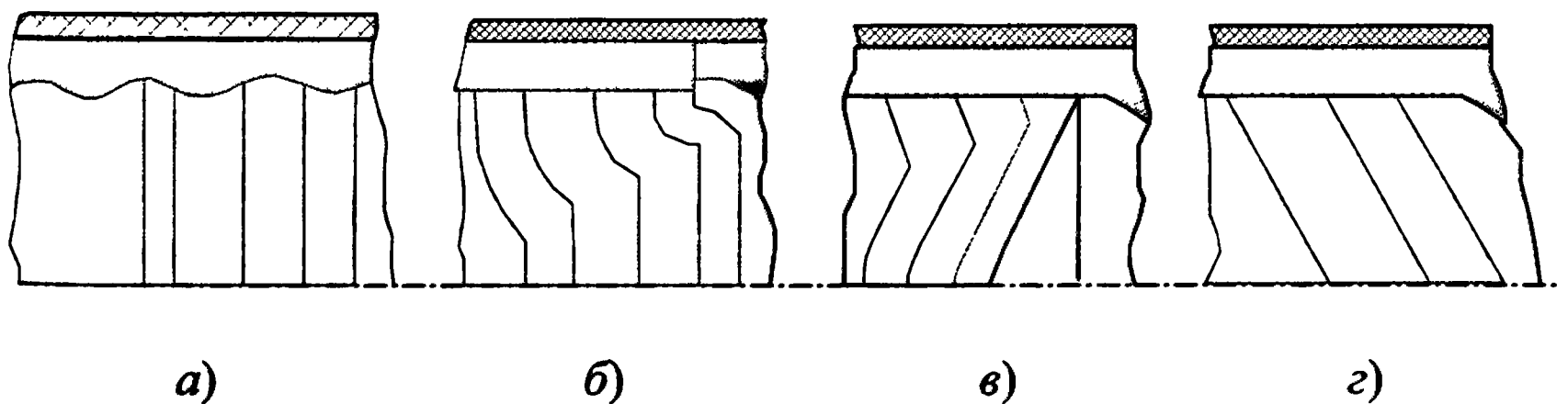


Рис. 8.3. Методы компенсации ускоренного пристеночного горения топлива в зарядах торцевого горения:

- а – волнистая наружная поверхность топлива;
- б – выпуклая форма начальной поверхности горения;
- в – коническая утопленная начальная поверхность горения;
- г – коническая выпуклая начальная поверхность горения

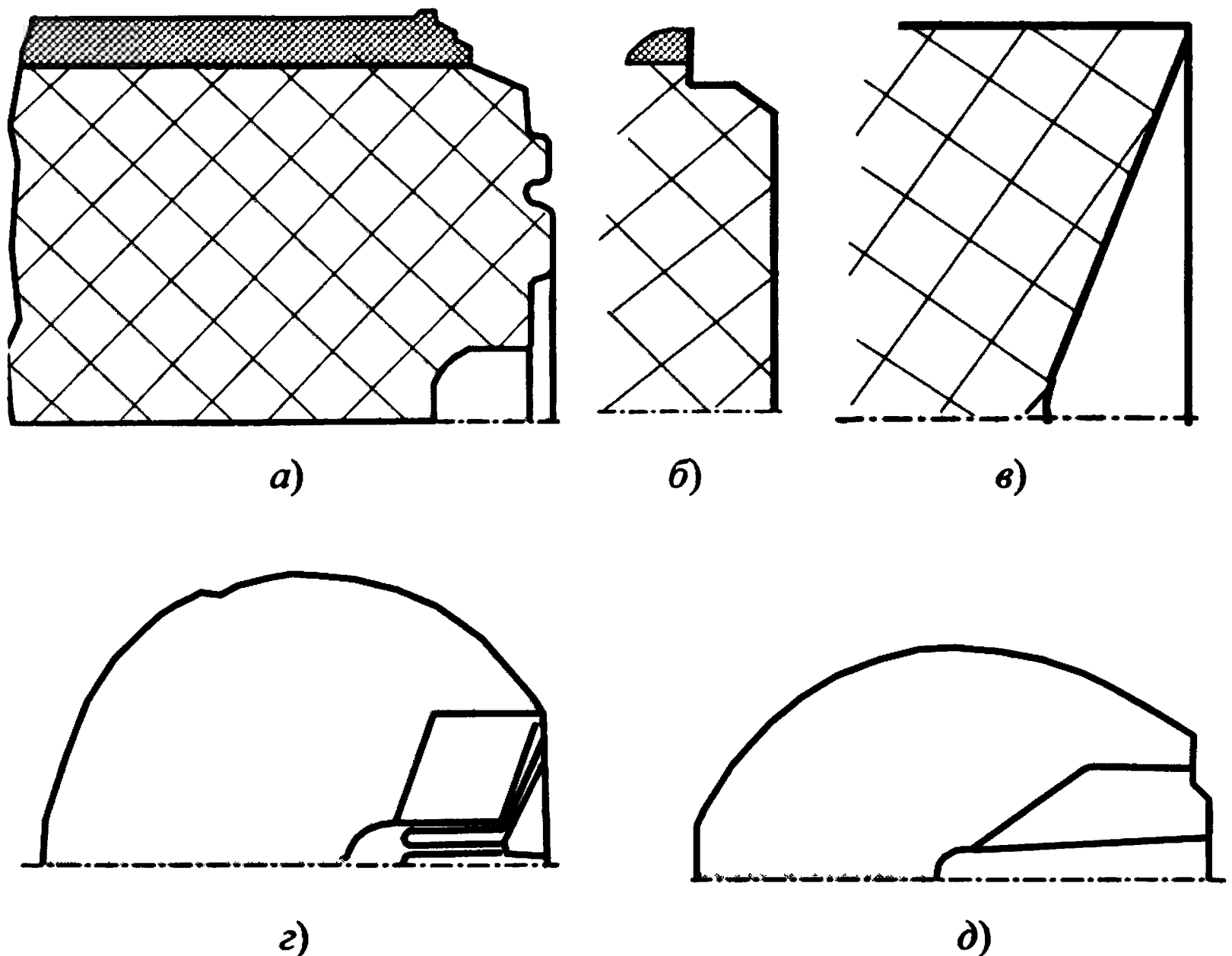


Рис. 8.4. Варианты конструктивного оформления зарядов:
 а, б, в – заряды торцевого горения; г, д – сферические заряды
 с начальной разделкой поверхности горения

8.2. ГАЗОГЕНЕРАТОРЫ

8.2.1. КОРПУСА ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ

Корпусные детали газогенераторов РЭУ могут быть выполнены из стали, титановых сплавов, высокопрочных композиционных материалов.

Некоторые характеристики высокопрочных отечественных и зарубежных (США) сталей приведены в табл. 8.2.

Титановые сплавы, как конструкционные материалы, превосходят стали в интервале температур от 673 до 773 К, по усталостной прочности и сопротивлению ползучести под нагрузкой. По коррозионной стойкости титан также превосходит аустенитную

8.2. Механические свойства высокопрочных сталей

Марка стали	$\rho \cdot 10^{-3}, \text{ кг/м}^3$	Предел прочности на растяжение $\sigma \cdot 10^{-3}, \text{ МПа}$	Модуль упругости на растяжение E , $1 \cdot 10^{-9}, \text{ Па}$	Удельная прочность, $1 \cdot 10^{-4}, \text{ Дж/кг}$	Удельная жесткость, $1 \cdot 10^{-4}, \text{ Дж/кг}$	Предельная T эксплуатации, К
ЭП388	7,85	0,90	200	11,5	26,0	—
ЭП452	7,85	1,10	200	14,1	26,0	—
42Х2ГСНМ	7,80	1,90	201	26,0	26,0	573
ВНС	7,95	1,76	192	22,1	24,2	573

коррозионно-стойкую сталь. Благоприятное сочетание физико-химических свойств титана и его сплавов обусловило их широкое применение в аэрокосмической технике. В РЭУ они используются в конструкциях корпусов малогабаритных газогенераторов, днищ, в закладных элементах органопластиковых корпусов и т.д.

Характеристики некоторых титановых сплавов приведены в табл. 8.3.

Широкое применение волокнистых композиционных материалов для изготовления корпусных деталей ракетной техники обусловлено их высокой удельной прочностью, возможностью регулирования физико-механических свойств. По структуре волокнистые конструкционные материалы состоят из тонкого волокна, пропитанного связующим. Прочность конструкции обеспечивается волокном, а регулирование прочности конструкции в разных направлениях — изменением при намотке угла наклона волокна к продольной образующей корпуса. Механические свойства некоторых волокнистых композиционных материалов приведены в табл. 8.4.

8.3. Характеристики титановых сплавов

Материал	Температура применения, К	Предел прочности при разрыве, МПа	Относительное удлинение при разрыве, %	Модуль упругости, ГПа
BT-9	293 673	1100 850	8 ... 14	—
BT-14	293 393 473 523 573	1100 1020 960 940 920	6	115 112 105 102 100
BT-23	293 373 473 523 573	1200 1110 1070 1050 1020	5	111 108 101 98 95

8.4. Свойства волокнистых композиционных материалов

Материал	Плотность ρ , г/см ³	Предел прочности на растяжение $\sigma \cdot 10^{-3}$, МПа	Модуль упругости на растяжение $E \cdot 10^{-3}$, МПа	Удельная прочность $1 \cdot 10^{-4}$, Дж/кг	Удельная жесткость $1 \cdot 10^{-4}$, Дж/кг	Температура начала разупрочнения, К
Стекло-пластик ППН	2,07	1,1	39,2	47,3	1895	623
Органо-пластик ППН	1,35	0,78	42,2	57,8	3125	353

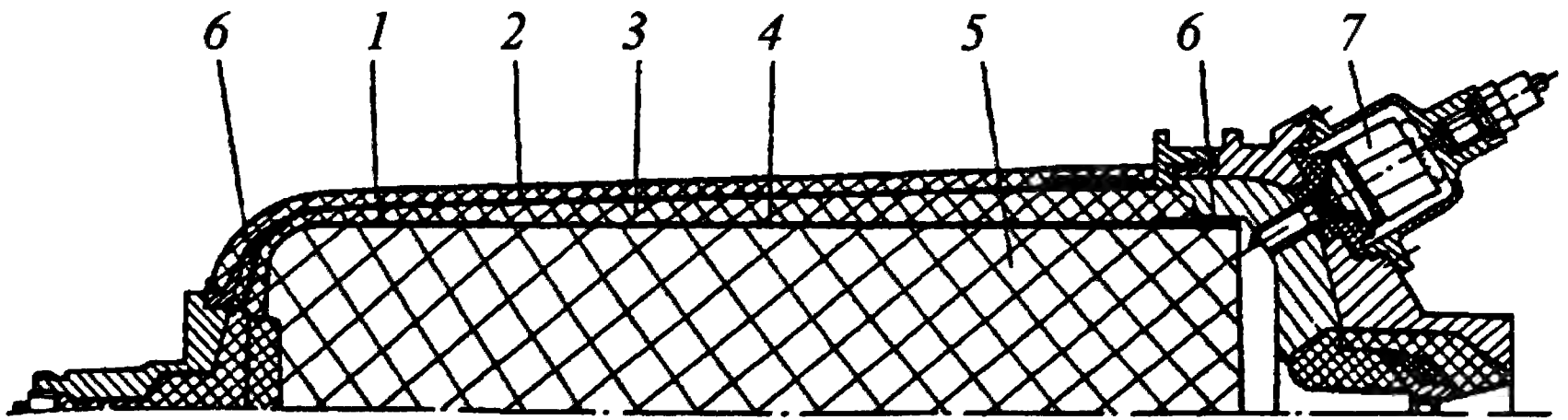


Рис. 8.5. Конструкция газогенератора РЭУ:

1 – корпус из органопластика; 2 – гермослой; 3 – внутреннее ТЗП;
4 – защитно-крепящий слой; 5 – заряд твердого топлива;
6 – раскрепляющие манжеты; 7 – воспламенительное устройство

Следует отметить, что волокнистые композиционные материалы при наличии жестких габаритных ограничений на зону размещения РЭУ не всегда могут успешно конкурировать с титановыми сплавами.

Вариант конструкции газогенератора РЭУ с корпусом из органопластика представлен на рис. 8.5.

8.2.2. ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ ПОКРЫТИЯ

Внутреннее теплозащитное покрытие газогенератора РЭУ должно иметь следующие основные характеристики: низкую плотность; высокую теплоемкость; низкую тепло- и температуроводность; совместимость механических характеристик с характеристиками сопряженных деталей; химическую стойкость; высокие технологические свойства; низкую стоимость материала и технологии его обработки. К применению в РЭУ рекомендуются марки ТЗП с малой плотностью (табл. 8.5).

В качестве наружного теплозащитного покрытия «горячих» элементов конструкции используются материалы КЛ-11 на основе кремнеземной ленты и ВГР-150 на основе базальтовой ваты. Характеристики перечисленных материалов приведены в табл. 8.6.

8.5. Основные характеристики материалов для внутренней теплозащиты корпуса

Материал	Плотность $\rho \cdot 10^{-3}, \text{кг/м}^3$	Коэффициент теплопроводности $\lambda, \text{Вт/(м} \cdot \text{К)}$	Температуропро- водность $10^6, \text{м}^2/\text{с}$	Относительное удлинение при разрыве, %
НП-102	0,6 – 0,7	0,17 – 0,18	0,09 – 0,11	100
Термолон-2С	0,7 – 0,83	0,12 – 0,18	–	50
КТЗП-1	0,8 – 0,9	0,24 – 0,27	0,17	400
СКД-АФ	0,85 – 0,94	0,15 – 0,17	0,11 – 0,12	40
ПРЭС-Б	0,8	0,171	0,109	54

8.6. Теплофизические характеристики материалов наружной защиты

Материал	Плотность, г/см^3	Тепло- проводность, $\text{Вт/(м} \cdot \text{К)}$	Температуро- проводность $10^6, \text{м}^2/\text{с}$
Покрытие ТГП-ФО	0,37	0,058	0,11
Покрытие КЛ-11	1,0	0,07	0,098
Покрытие ВГР-150	0,2	0,093	0,48

8.2.3. ВОСПЛАМЕНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Для обеспечения устойчивого зажигания заряда из низкотемпературного смесового безметального топлива (температура продуктов сгорания 2000 К и менее) целесообразно применять автономное воспламенительное устройство с зарядом из пиротехнического состава типа 06-02 или баллиститного топлива типа РБМ, ДП-НТ и т.д. Хорошо зарекомендовал себя способ воспламенения заряда

торцевого горения воспламенительными устройствами (ВУ) вихревого типа (рис. 8.6).

Завихритель потока, обеспечивая интенсификацию теплообмена продуктов сгорания ВУ, создает условия для снижения массы и габаритов воспламенительного устройства и повышения надежности зажигания заряда. Характер изменения давления в камере ВУ при его автономной отработке показан на рис. 8.7.

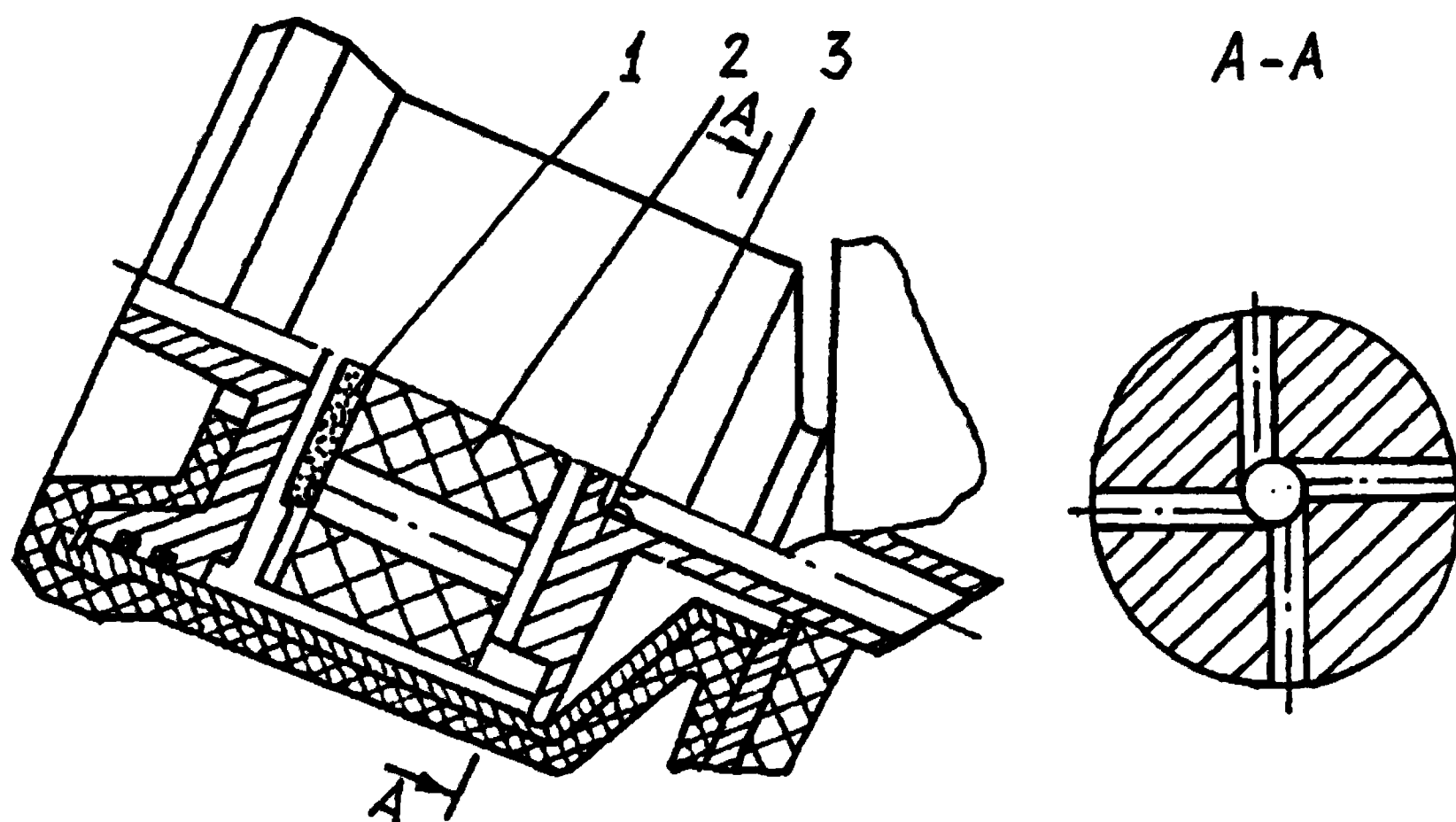


Рис. 8.6. Конструкция воспламенительного устройства:

1 – пороховая навеска; 2 – топливные шашки; 3 – завихритель потока

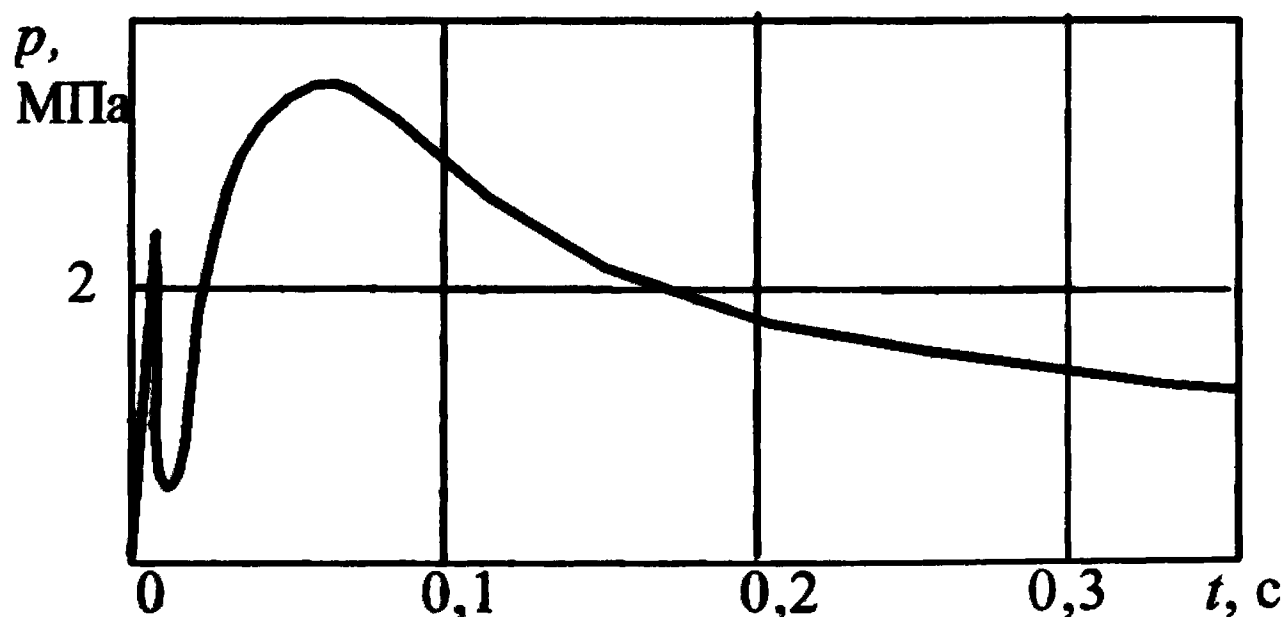


Рис. 8.7. Изменение давления в камере ВУ при его автономной отработке

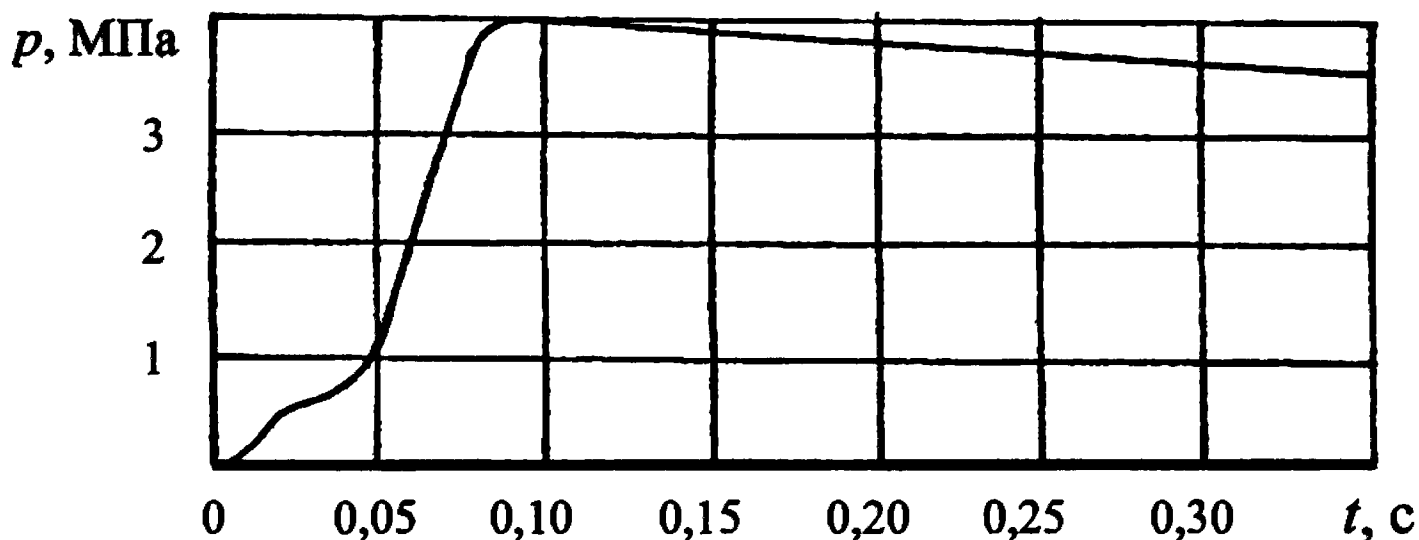


Рис. 8.8. Изменение давления в камере ГГ с зарядом торцевого горения из смесового безметального топлива

Характер изменения давления в камере газогенератора при его запуске с помощью автономного ВУ показан на рис. 8.8.

Процесс воспламенения заряда торцевого горения может быть объединен с процессом начального прогрева газоразводящей части, выполненной по «горячей» схеме. Масса заряда ВУ при этом может быть значительно увеличена по сравнению с минимально необходимой для устойчивого воспламенения заряда газогенератора.

Для обеспечения устойчивого воспламенения заряда могут использоваться таблетки-сопроводители из баллиститного топлива или смесового, наклеиваемые непосредственно на поверхность заряда газогенератора.

Для обеспечения устойчивого воспламенения низкотемпературных топлив время горения таблеток-сопроводителей должно быть 1,0 с и более.

8.3. СИСТЕМА ГАЗОРАСПРЕДЕЛЕНИЯ

Твердотопливные регулируемые энергоустановки с изменяемым модулем тяги чаще всего применяются для управления движением верхних ступеней баллистических ракет и космических аппаратов. Это обуславливает их конструктивно-схемные исполнения: твердотопливный газогенератор, имеющий органы регулирования для управления режимом его работы, состыкован с системой газораспределения, содержащей клапанные устройства и сопловые блоки, соединенные газоводами (рис. 8.9).

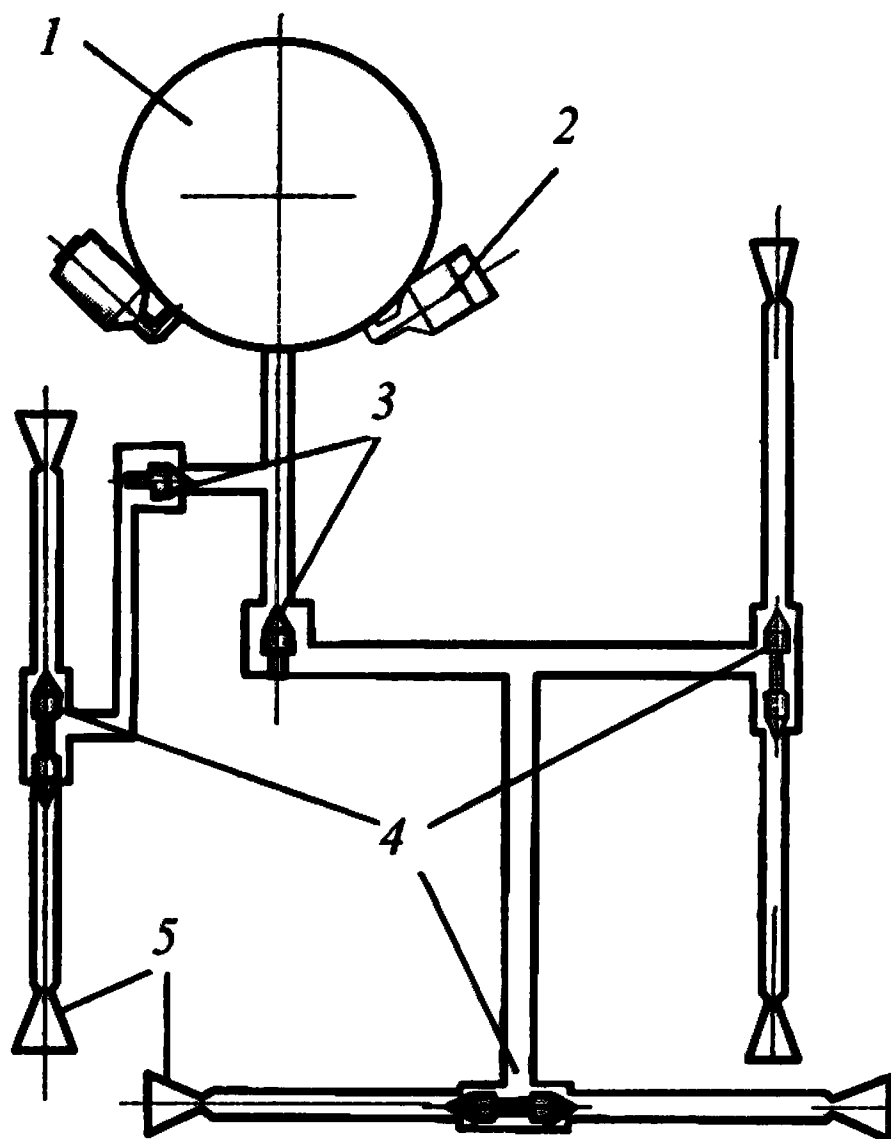


Рис. 8.9. Вариант принципиальной схемы РЭУ:

1 – газогенератор; 2 – узел гашения; 3 – регуляторы режима;
4 – клапаны перепуска газа; 5 – сопловой блок

8.3.1. ГАЗОВОДЫ

Газогенераторы РЭУ на твердом топливе могут компоноваться в зонах, существенно удаленных от исполнительных элементов (сопл). При этом масса газопроводов по причине их большой протяженности может составлять значительную часть массы энергоустановки.

Результаты исследований показали, что при температуре продуктов сгорания более 2300 К целесообразно применение «холодной» схемы газоразведения (газопровод изнутри защищен теплозащитным покрытием), а при более низких температурах – «горячей» схемы газоразведения (продукты сгорания соприкасаются с конструкционным материалом, а ТЗП наносится на наружную поверхность газопровода). Причем масса газопроводов с наружным ТЗП по сравнению с газопроводами, имеющими внутреннее ТЗП, может уменьшиться на 25 ... 30 %.

На пути уменьшения массы газопроводов стоит ограничение по температуре продуктов сгорания, вызванное физико-химическими характеристиками применяемых материалов. В газопроводящей части РЭУ на ТТ широко используются жаропрочные сплавы на основе ниобия и молибдена. Некоторые характеристики этих материалов представлены в табл. 8.7 и на рис. 8.10 и 8.11.

При температуре продуктов сгорания до 2000 К для изготовления газопроводов «горячей» схемы газопроводения предпочтительно применять ниобиевые сплавы типа 5ВМЦ. Однако при скорости газа ~200 м/с продукты сгорания начинают взаимодействовать с конструкционным материалом, интенсифицируются экзотермические реакции, и ниобий начинает выгорать. Появляется необходимость в нанесении на внутреннюю поверхность газопроводов защитных покрытий.

8.7. Характеристики ниобиевых и молибденовых сплавов

Материал	Марка сплава	Температура T , К	Предел прочности σ , МПа	Допустимые ϵ , %
Ниобий	5ВМЦ	293	435	30,5
		1973	45	40
	10ВМЦ	293 1973	570 50	28 100
	10ВМЦ ВР	293 1973	620 75	20 80
Молибден	ЦМ-2А	293	600	20
		2073	40	35
	ЦМ-6	293	700	20
		2073	60	20
	ЦМ-10ВД	293	700	15
		2073	30	60
	МВ-2МП	293	600	10
		2273	30	14

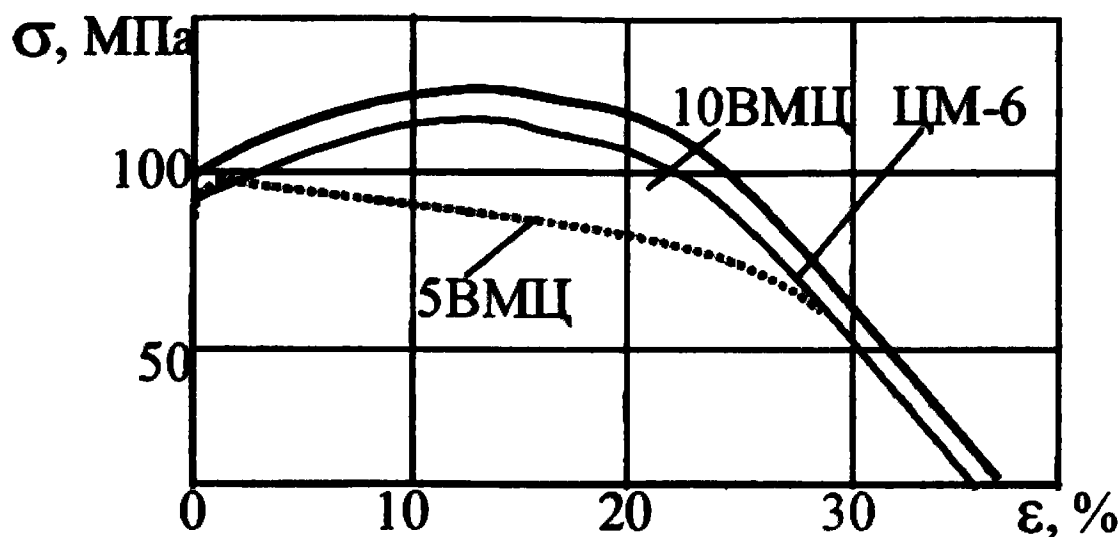


Рис. 8.10. Диаграмма деформирования сплавов при температуре 1773 К

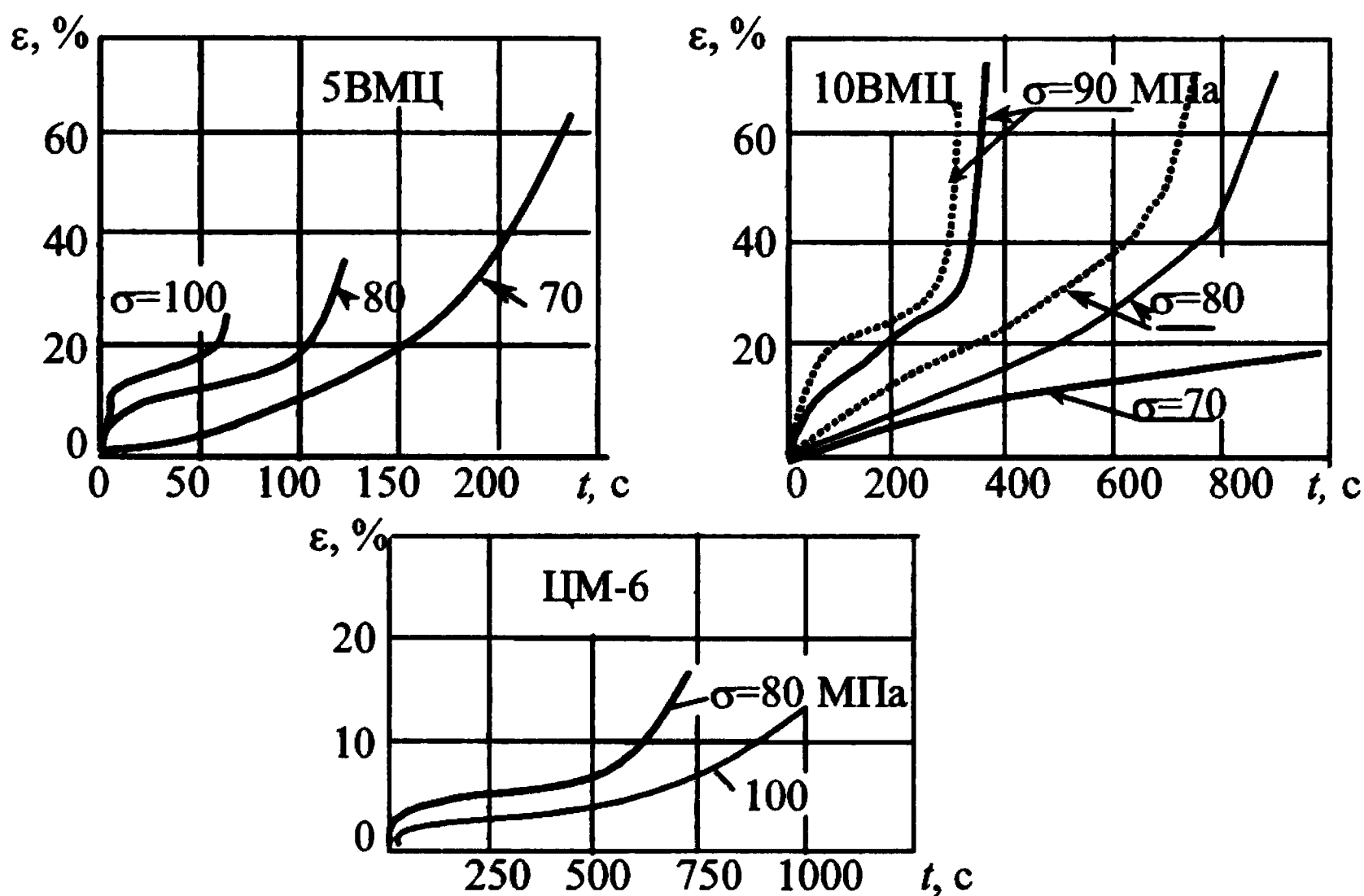


Рис. 8.11. Кривые ползучести ниобиевых сплавов при температуре 1773 К

Реальный путь решения защиты тугоплавких металлов и сплавов от воздействия высокотемпературного потока – создание покрытий на основе силицидных, борид-силицидных, силицид-оксидных систем тугоплавких (Mo, W) и переходных металлов IVa группы с повышенной термостабильностью, жаро- и термостойкостью.

Высокую степень защиты газопроводов из ниобиевых сплавов обеспечивает покрытие из дисилицида молибдена толщиной 11 ... 15 мкм. Шликерно-диффузионная технология нанесения покрытия состоит из двух этапов:

- нанесения шликерного покрытия на основе смеси молибден – гафний – тантал методом окунания, с последующей сушкой и оплавлением при $T = 2020$ К;
- диффузионного нанесения покрытия, получаемого при взаимодействии газообразного кремния с молибденом и образовании тугоплавкого соединения $(\text{Hf}, \text{Mo})\text{Si}_2$ (дисилицида молибдена, легированного гафнием).

С указанным покрытием успешно работают как прямые, так и изогнутые газопроводы при установившейся скорости газового потока ~ 200 м/с, а также сопла с регуляторами расхода штокового типа, обеспечивающие расход до 0,9 кг/с, и с временем функционирования до 300 с.

РЭУ с длинными газопроводами имеет большое количество разъемных соединений, работающих длительное время при высоких температурах. Практика отработки регулируемых энергоустановок показала, что высокую эффективность в работе обеспечивают уплотнения, изображенные на рис. 8.12 и 8.13.

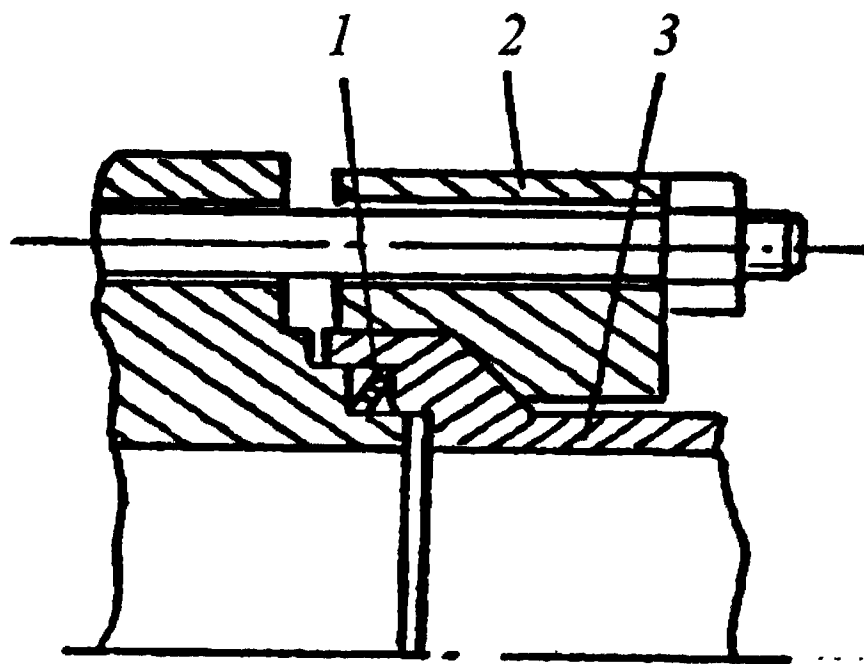


Рис. 8.12. Конструкция неподвижного уплотнения:

1 – уплотнительное кольцо из материала 5ВМЦ;

2 – кольцо; 3 – газопровод

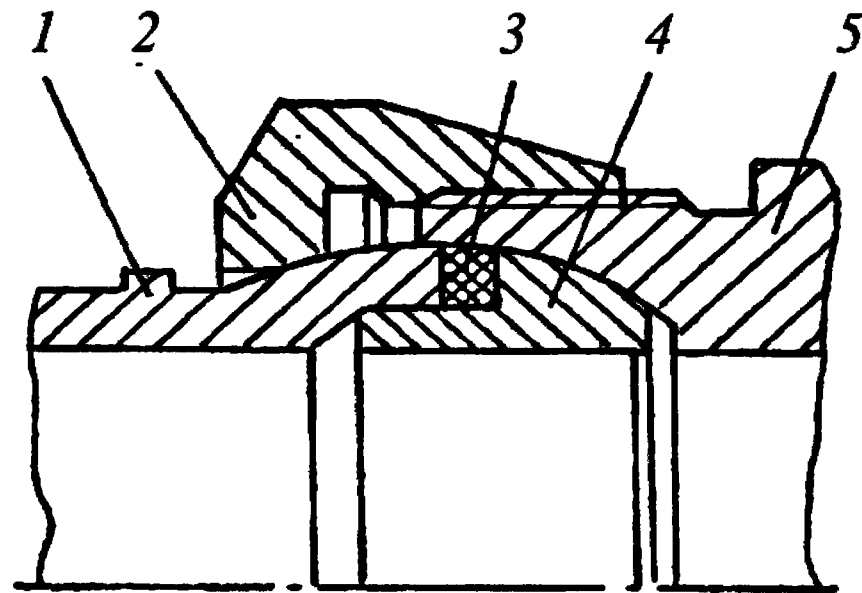


Рис. 8.13. Конструкция подвижного уплотнения:

1, 5 – газопроводы; 2 – гайка накидная;
3 – уплотнительное кольцо из материала ГУК; 4 – втулка

Необходимыми элементами конструкции регулируемой энергоустановки с длинными газопроводами, выполненными по «горячей» схеме, являются компенсаторы. Они должны обеспечивать собираемость конструкции ДУ, разгружать вращающиеся управляющие сопла от осевой силы, исключать тепловые деформации. Компенсатор, обеспечивающий работоспособность конструкции, имеет корпус и два переходника (рис. 8.14).

Первый переходник составляет с корпусом поступательную кинематическую пару и позволяет компенсировать отклонения сборочных размеров. Второй переходник составляет с корпусом сферический шарнир и позволяет компенсировать угловые отклонения стыкуемых узлов.

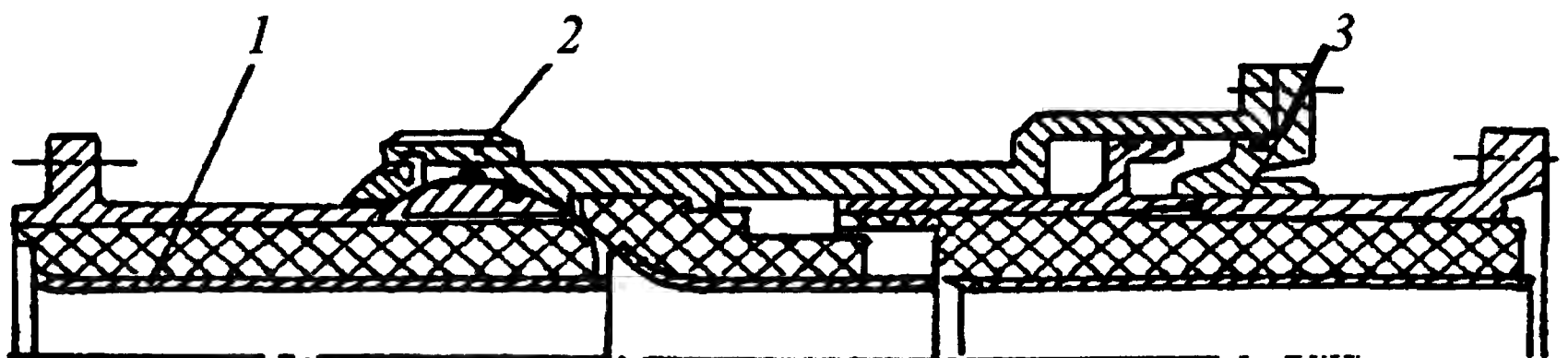


Рис. 8.14. Компенсатор:

1 – облицовка (5ВМЦ); 2 – переходник для сферической компенсации;
3 – переходник для осевой компенсации

8.3.2. РЕГУЛЯТОРЫ РАСХОДА

Структура большинства ЭУТТ существенно отличается от всех остальных типов РДТТ тем, что у первых есть принципиально новое по выполняемым функциям устройство, называемое регулятором расхода или регулятором режимов (РР).

Регулятор расхода в ЭУТТ – это исполнительное устройство, предназначенное для изменения тягово-расходных характеристик по заданному закону в соответствии с командами от СУ и поддержания их с заданной точностью на стационарных режимах.

Регуляторы расхода нашли широкое применение во всех областях техники, например в двигателях внутреннего сгорания, агрегатах воздушно-реактивных двигателей, пневмо- и гидромагистралях и т.д. По проектированию регуляторов общего назначения имеется достаточно много методической литературы, например [11, 14, 55] и др. Вместе с тем характер условий работы регуляторов в ЭУТТ значительно отличается от «обычных», особенно своей интенсивностью (сочетанием высоких уровней давления, температуры, скоростей потока), жесткими ограничениями массово-габаритных характеристик; необходимостью обеспечения высокого быстродействия при ограниченной мощности приводов; необходимостью ограничения потерь удельного импульса и т.п. К этим особенностям добавляется принципиальное отличие в характере расходной (дрессельной) характеристики, т.е. зависимости величины расхода от положения исполнительного элемента [57]. Для регуляторов, используемых в промышленности, изменение площади минимального сечения не вносит заметного возмущения в источник рабочего тела, в то время как для регуляторов ЭУТТ изменение проходной площади весьма значительно влияет на газоприход и давление в КС.

Более того, если для обычного регулятора в широком диапазоне изменения площади проходного сечения реализуется прямо пропорциональная (почти линейная) зависимость расхода от площади проходного минимального сечения, определяемая по извест-

ной формуле $\dot{m} = \mu F \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}}$, то для традиционных топлив, приме-

няющихся в ЭУТТ ($\nu \neq 0$), наоборот, с увеличением площади сечения расход и тяга падают, причем нелинейно. Поэтому перечисленные особенности работы регуляторов и требования, предъявляемые к ним, не позволяют воспользоваться накопленным в пневматике и гидравлике богатым опытом разработки различных регулирующих устройств.

Основное внимание специалисты, занимавшиеся проблемами РР для ЭУТТ, уделяли экспериментальному исследованию вопросов теплообмена, расчетным и экспериментальным методам определения параметров газовой динамики проточного тракта, расчету коэффициентов расхода, расходных характеристик для частных случаев с конкретными размерами, результатам отработки клапанов вдува в закритическую часть сопла для управления вектора тяги сопел крупногабаритных РДТТ. Меньше внимания было уделено конструированию и выбору схемных решений регуляторов, а также устройств, родственных по выполняемым функциям РР-перераспределителям.

Независимо от используемой схемы регулирования тяги (или расхода), особенностей конструкции регулятора, используемого типа привода и т.д. требуемое изменение тяги достигается изменением площади критического (минимального) сечения сопла F . Между тягой P_x и площадью критического сечения сопла F_x для эмпирического степенного закона скорости горения существует зависимость, вытекающая из преобразования формулы Бори:

$$P_x = K_p \left(\frac{Su_1 \rho}{\mu A \eta} \right)^{\frac{1}{1-\nu}} F_x^{\frac{-\nu}{1-\nu}}.$$

При $S = \text{const}$, постоянстве расходного комплекса μA и пренебрежении падением полного давления в полости регулятора ($\eta \cong 1$) глубина регулирования по тяге или изменение тяги относительно площади своего минимального значения в безразмерном виде

$$\bar{P} = \bar{K}_p(\bar{F})(\bar{F})^{\frac{\nu}{\nu-1}}. \quad (8.1)$$

При принятии допущения о второстепенном влиянии зависимости коэффициента тяги K_p от степени расширения сопла из-за изменения F , т.е. полагая, что функция $\bar{K}_p(\bar{F}) \approx 1$, зависимость тяги от площади критического сечения сопла можно представить с достаточной для анализа точностью в виде (этот вид используется наиболее часто)

$$\bar{P} = (\bar{F})^{\frac{\nu}{\nu-1}}. \quad (8.2)$$

(На самом деле расчеты с учетом изменения коэффициента тяги при степени расширения сопла на минимальном режиме 20 ... 50 показывают увеличение глубины регулирования на маршевом режиме на 2 ... 5 %.) Поскольку $\frac{\nu}{\nu-1} \neq 1$ ни при каких ν , то зависи-

мость $\bar{P}(\bar{F})$ является существенно нелинейной. Для наглядности данная зависимость показана на рис. 8.15.

Классификация регуляторов расхода по методу изменения критического сечения была представлена в гл. 2. Рассмотрим наиболее характерные требования, которые необходимо выполнять при разработке конструкции регулятора.

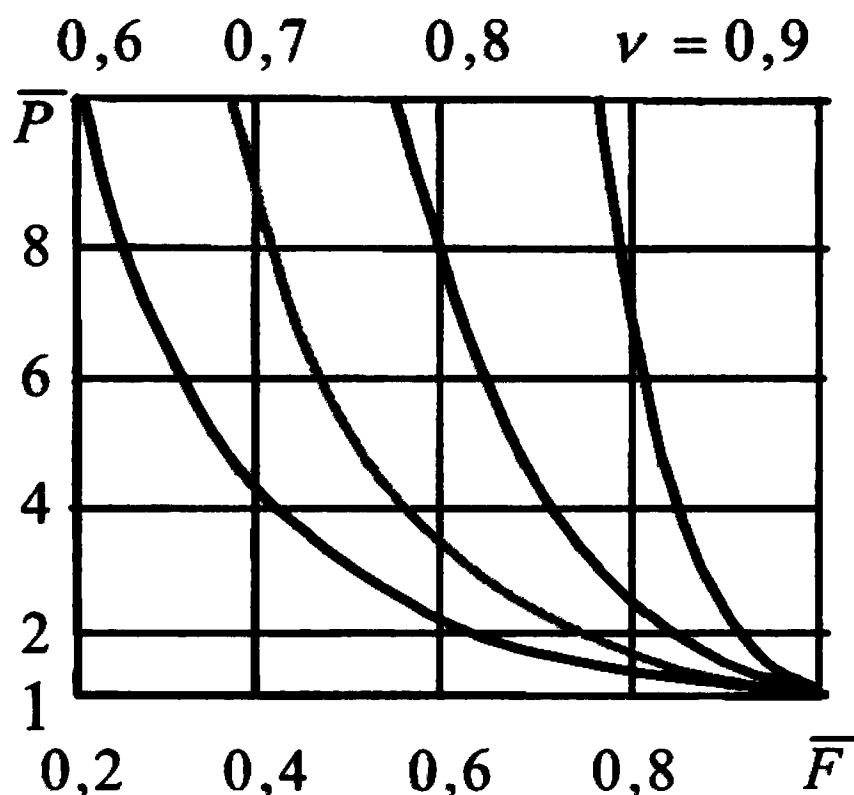


Рис. 8.15. Зависимость $\bar{P}(\bar{F})$ для различных ν

Требования, предъявляемые к конструкциям регуляторов расхода. Создавая регулятор расхода как элемент конструкции ЭУТТ [39, 57], разработчик руководствуется как требованиями общего порядка, так и требованиями конкретного технического задания со своей спецификой. В свою очередь, сами технические данные, определяющие требуемые параметры регулятора, должны быть четко выявлены и тщательно подготовлены.

Ниже изложены в общем виде систематизированные требования к регуляторам, при соблюдении которых повышается работоспособность и качество работы и которыми разработчик должен руководствоваться.

К исходным требованиям, указываемым в ТЗ, относятся: обеспечение работоспособности, т.е. сохранение в течение всего времени работы исходных функций (регулирования расхода), а также недопущение прогара, заклинивания подвижных элементов, зашлаковывания проходного сечения, сохранение герметичности по стыкам и подвижным поверхностям и т.д.; обеспечение минимальных массовых и габаритных характеристик (компактности); обеспечение точности регулирования; сохранение как при многократном срабатывании, так и при непрерывной работе исходных параметрических характеристик (например, при фиксированном положении ИЭ относительно неподвижной горловины расход, тяга или давление должны быть постоянными от опыта к опыту). Соблюдение последнего требования будет зависеть, в частности, от жесткости кинематической цепи, просадки исполнительного элемента при изменении нагрузки на привод, отсутствия люфтов в кинематической цепи, гистерезиса и мертвой зоны в самом приводе, деформационных свойств сопрягаемых конструкций и т.д.

К специфическим требованиям следует отнести в частности: обеспечение равенства порога чувствительности изменения выходного параметра от перемещения ИЭ; достижение линейности изменения расхода от перемещения ИЭ; обеспечение заданного быстродействия при ограниченной мощности привода либо, наоборот, при заданной мощности привода достижение максимального быстродействия; минимизацию потерь удельного импульса тяги как за счет исключения непроизводительных потерь потока,

утечек, так и за счет ограничения изменений направления движения потока, оптимизации его формы и структуры, снижения сил трения и т.д.; обеспечение заданного характера и динамики изменения P и $\dot{m}$ в зависимости от перемещения h или угла поворота α .

К вышеперечисленным требованиям следует добавить обеспечение совместимости с другими элементами конструкции (недопущение отрицательного влияния теплового или ударного воздействия работы РР, например на чувствительные элементы и др.), недопущение протекания экзотермических реакций на поверхности формообразующих и несущих элементов регулятора, выполняемых из тугоплавких материалов, с газовым потоком или контактирующим ТЗП. Наиболее предпочтительным по совокупности факторов представляется использование схем с поступательным перемещением ИЭ игольчатого типа для управляющих ЭУТТ и тарельчатого типа для маршевых двигателей (см. гл. 2, табл. 2.1).

Конструкции РР, разработанные на основе этих схем, отличаются от остальных самым минимальным гидравлическим сопротивлением потоку, поскольку ПС, как правило, проходя по тракту регулятора, сохраняют осесимметричное или близкое к нему течение при одновременном минимальном вынужденном изменении своей траектории движения. Следовательно, данные схемы характеризуются минимальными потерями удельного импульса тяги, большей надежностью и ресурсом.

В ряде случаев, когда РР расположен между камерой сгорания и газоразводящей частью (особенно при величинах секундного расхода $\dot{m} > 0,5$ кг/с), бывает более целесообразно использовать схему типа «ротор–статор», поскольку она требует меньшей мощности привода, чем схема игольчатого типа, к тому же обладает более удобной компоновкой привода и системы газоразведения. (Приводы для тех и других ИЭ, с учетом предъявляемых к ним требований, используются либо электромеханические, либо электрогидромеханические.)

Одной из основных характеристик ЭУТТ на ТТ является зависимость эффективной площади проходного сечения РР от степени его открытия или хода привода (угла поворота вала блока) – дроссельная характеристика.

От дроссельной характеристики и ее разбросов при создании ДУ зависит точность определения основных ВБП, степени регулирования и потерь тяги, непроизводительных затрат топлива на утечки (для схем ЭУТТ, как на рис. 2.1, *a*). Кроме того, из условия устойчивости системы управления, особенно для ДУ ГЧ, регулирование выходных параметров (тяги) должно быть линейным.

До сих пор отсутствует методика определения дроссельной характеристики регуляторов расхода с учетом перечисленных выше особенностей, а также сведения о надежных методах определения эффективной площади и их разбросов из-за влияния различных факторов во всем диапазоне регулирования. Поэтому для определения эффективной площади сечения и коэффициента расхода от положения штока или поворота заслонки повсеместно используется метод холодных продувок. Данный метод позволяет с некоторой методической ошибкой, так как не полностью воспроизводит реальные условия работы (моделирующее рабочее тело – холодный газ; отсутствие влияния регулятора на газоприход), определять зависимость эффективной площади от положения штока РМ, но не способен выявить ни местоположение критического сечения, ни геометрическое значение $F_{кр}$ и, что самое главное, не позволяет давать рекомендации по формированию рабочей части профиля (облика) исполнительного элемента. В принципе к этим факторам добавляются искажения, вносимые ходовой характеристикой, т.е. зависимостью хода исполнительного элемента от текущего значения командного сигнала. Но, учитывая совершенство современных средств систем управления, будем пренебрегать искажениями, вносимыми этой характеристикой ввиду ее высокой линейности.

Отсутствие устоявшихся рекомендаций по выбору формы деталей, образующих критическое сечение регулятора расхода, с одной стороны, и отрывочные данные об их влиянии на основные характеристики (расходные и импульсные), с другой, вызывают необходимость в проведении исследований. Вместе с тем уровень теории и практики проектирования узлов ЭУТТ не позволяет говорить сегодня о создании обобщенной модели формирования облика, синтеза схемы регулятора без привязки к конкретному на-

значению и условиям применения ЭУТТ. Поэтому рассмотрим вопросы, касающиеся разработки наиболее предпочтительных с точки зрения сформированных требований регуляторов расхода с поступательным перемещением ИЭ на примере игольчатого (трубчатого) типа и регулятора типа «статор – ротор».

Исследование характеристик регуляторов расхода с поступательным перемещением исполнительного элемента. Рассмотрим схемы регуляторов, у которых перемещение исполнительного элемента производится вдоль продольной оси.

Регуляторы с поступательным движением регулирующего элемента по их положению относительно горловины разделяются на две категории: с внутренним (рис. 8.16, а) и с внешним расположением ИЭ (рис. 8.16, б). При этом для регуляторов с внутренним расположением есть варианты с образованием критического сечения (отрезок прямой «кр – кр») как со стороны сужающейся части горловины, так и со стороны расширяющейся (рис. 8.16, в).

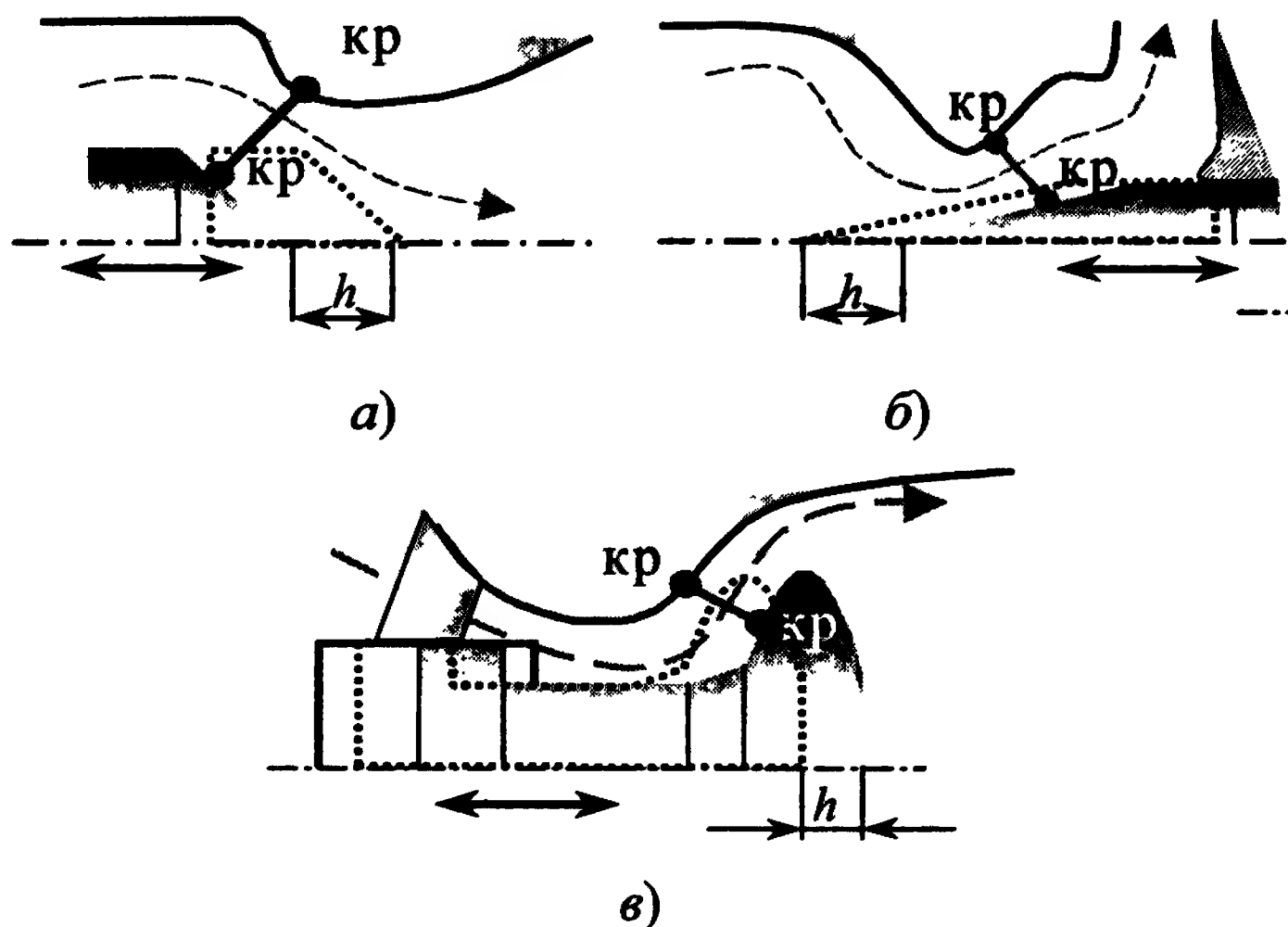


Рис. 8.16. Варианты расположения ИЭ и критического сечения относительно горловины:

а – внутреннее расположение ИЭ; *б* – внешнее расположение ИЭ;
в – образование критического сечения в расширяющейся части сопла

Проанализируем эти схемы с точки зрения возможности обеспечения линейности тягово-расходной характеристики:

$$P \cong \dot{m} = f(\bar{x}),$$

где $\bar{x} = \frac{x}{h}$ (h – полный, точнее, максимально допустимый рабочий ход штока ИЭ, определяемый возможностями рулевого привода и передаточным отношением кинематической схемы; x – текущее положение штока, $0 \leq x \leq h$).

Для выявления реального положения критического сечения и его зависимости от положения штока оценим чувствительность этих схем к технологическим и иным разбросам размеров деталей, формирующих критическое сечение.

Определение текущего положения критического сечения. Особенностью поверхностей, определяющих площади критических сечений регуляторов расхода, является то, что они должны быть перпендикулярны линиям тока протекающего потока, а следовательно, и поверхностям, образующим канал в точках пересечения с ними (за исключением точек пересечения, являющихся точками излома образующих поверхностей), и непрерывным образом переходить от одной твердой границы до другой. При этом элемент поверхности критического сечения определяется близлежащими точками, скорость потока в средней точке между которыми равна средней скорости и перпендикулярна этому элементу. В качестве минимального проходного сечения для регуляторов штокового (игольчатого) типа принята площадь поверхности, образованной вращением относительно оси симметрии ИЭ отрезка, наикратчайшим путем соединяющего поверхность горловины и регулирующего элемента.

В общем случае при использовании горловины и ИЭ с изменяемой кривизной поверхности минимальное проходное сечение между ними будет определяться отрезком дуги, обозначенным на рис. 8.17 пунктирной линией. Однако ввиду невозможности аналитического представления геометрической площади критического сечения и его местоположения без привязки к форме образующей горловины и форме рабочей части штока (рис. 8.18) обратимся к анализу конкретных вариантов исполнения РР.

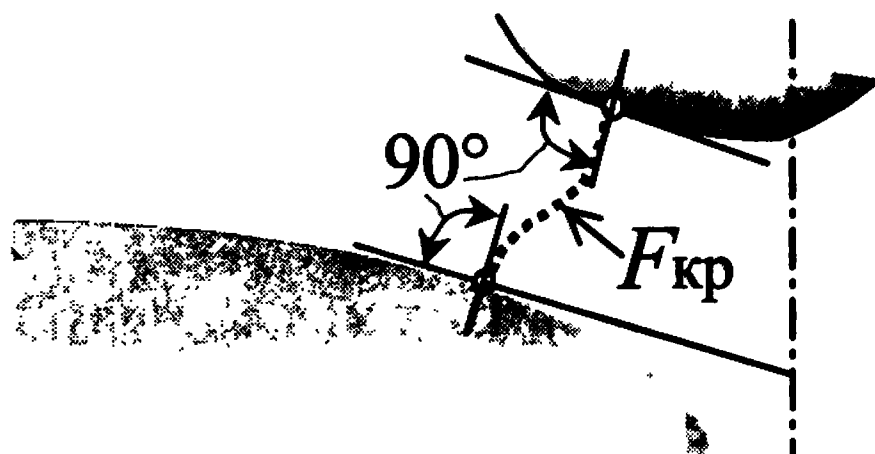


Рис. 8.17. Продольный геометрический профиль критического сечения при «произвольном» профиле горловины



Рис. 8.18. Эволюция формы и положения критического сечения при перемещении ИЭ

Примеры расчета площади и положения критического сечения. Рассмотрим вначале характер изменения площади критического сечения и его положение в простейшей схеме (рис. 8.19). Критическое сечение в этом случае образуется между двумя точками перелома (точка *A* на горловине и точка *B* на штоке).

Цилиндрический и концевой профильный, например конический, участки штока, при соблюдении условия $\beta > \psi$, являются нерабочими, т.е. не участвующими в образовании критического сечения. Точно так же входной конический участок горловины не является рабочим, если $\gamma < 0,5\pi - \psi$. При крайнем левом положении иглы критическое сечение совпадает с минимальным сечением горловины (что соответствует на рис. 8.19, *a* линии *OA*). Таким образом, для данной и ряда последующих схем максимальная геометрическая площадь критического сечения соответствует

В свою очередь, задаваясь минимальным рабочим давлением в КС $p_{\min}$, можно определить D или через значение управляющей тяги (для РДУ с односопловой конструкцией), или через минимальный расход $\dot{m}_{\min}$ (если истечение в ресивер):

$$D = \sqrt{\frac{4P_{\text{упр}}}{\pi K_P p_{\min}}} ; D = \sqrt{\frac{4 \dot{m}_{\min}}{\pi \mu A p_{\min}}} . \quad (8.4)$$

Начальная фаза движения иглы вправо по потоку, в область горловины, пока кольцевая минимальная площадь между горловиной и иглой остается больше минимальной площади горловины, является «холостой». Наконец, при некотором перемещении иглы наступает момент, при котором минимальная площадь зазора между рабочей кромкой иглы в точке B и рабочей точкой горловины A становится равной $F_{\max}$.

Таким образом, при рассчитанных данных d , D находится положение иглы (h), при котором обеспечивается равенство площади усеченного конуса $F_{\text{кон } 0} = 0,5\pi(D + d)f$ и площади горловины $0,25\pi D^2$, где f – отрезок прямой AB . Решение находят исходя из очевидных геометрических построений в безразмерном виде

$$\bar{d} = \frac{d}{D} :$$

$$\bar{h} = \frac{\sqrt{1 - (1 - \bar{d}^2)^2}}{2(1 + \bar{d})} .$$

Промежуточное значение F_x ИЭ для $h_x = h \bar{x}$ ($0 \leq \bar{x} \leq 1$) находят по формуле

$$\bar{F}_x = \sqrt{(1 - \bar{x})^2 [1 - (1 - \bar{d}^2)^2] + (1 - \bar{d}^2)^2} .$$

Характер изменения относительной площади критического сечения при вводе штока в горловину и соответствующее этому изменение тяги показаны на рис. 8.20 для следующих исходных условий: $\bar{P} = 10$; $\nu = 0,8$. Такой схеме присущ нелинейный характер изменения $P(x)$. Более наглядно относительное отклонение тяги от желаемого линейного закона при перемещении показано на рис. 8.21.

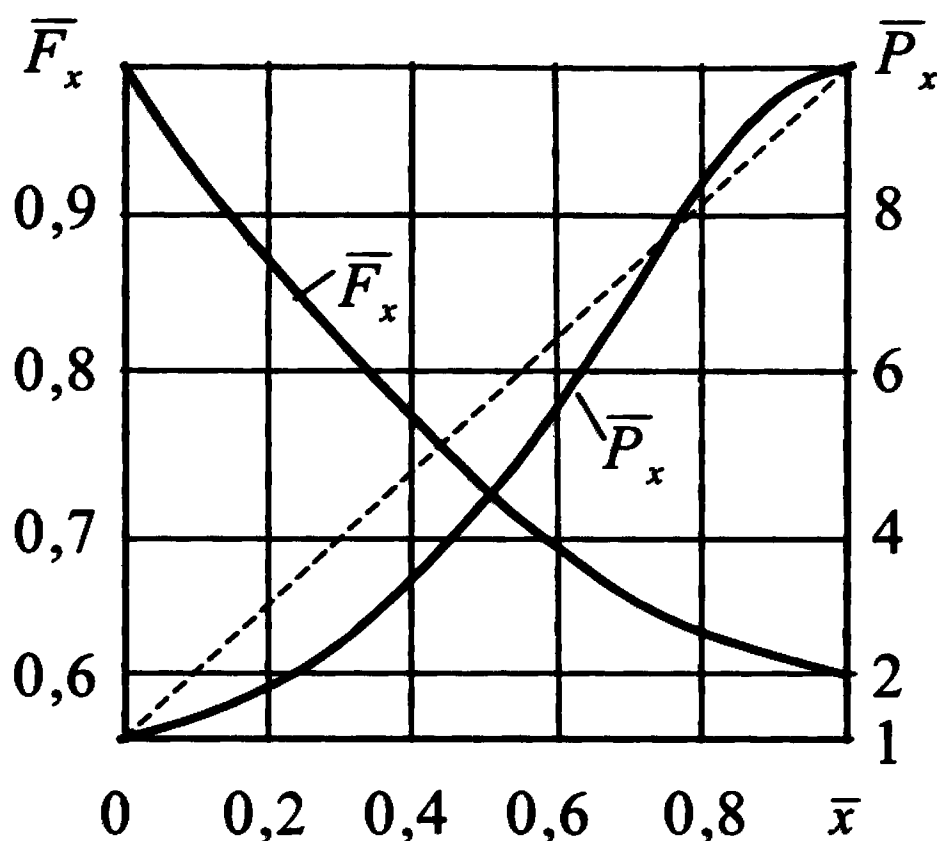


Рис. 8.20. Зависимости относительной площади критического сечения регулятора и глубины регулирования тяги от относительного хода штока: - - - желаемый закон изменения $\overline{P}_x$

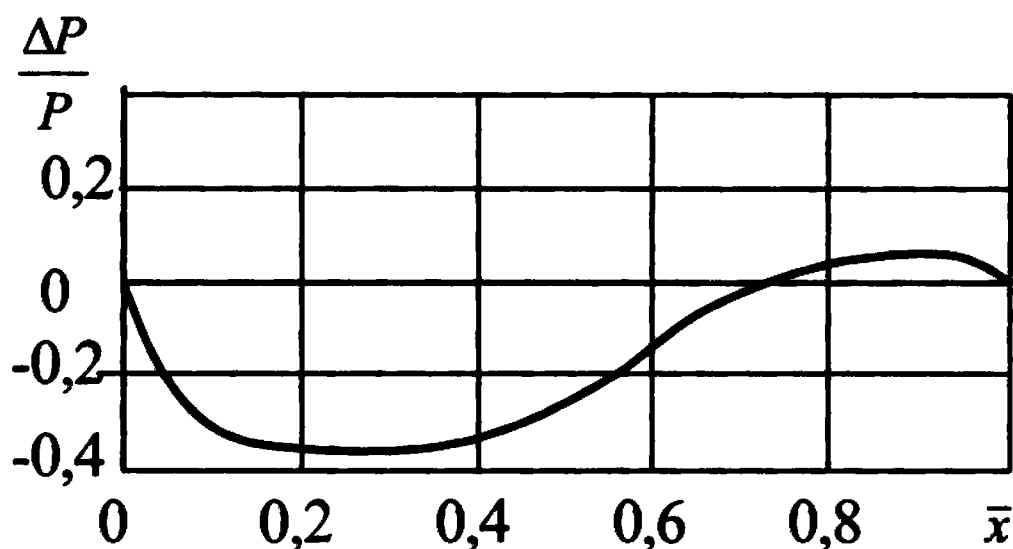


Рис. 8.21. Характер относительного изменения отклонения тяги от относительного хода штока

Отметим, что такая же дроссельная характеристика получена для «зеркальной» схемы регулятора, т.е. с внешним расположением штока с цилиндрической заслонкой с наружным диаметром d и входным цилиндрическим седлом с внутренним диаметром D . Данная схема была реализована в конструкции регулятора, прошедшего цикл огневых испытаний. Отличие этих схем заключено в характере и величине максимальной нагрузки, передаваемой от ИЭ к приводу.

Рассмотрим далее характер изменения площади критического сечения и его положения при модифицированной схеме (рис. 8.22), отличающейся от предыдущей наличием на горловине входного постоянного радиуса вместо точки перелома A (см. рис. 8.19). В этом случае критическое сечение будет образовываться в сечении, проходящем через отрезок O_1B .

Используя предыдущую процедуру, из геометрических построений вначале находим значение f_0 :

$$\bar{f}_{1,2} = \frac{0,25 - \bar{d} \bar{R} \pm \sqrt{(0,25 - \bar{d} \bar{R})^2 + \bar{R}(\bar{d}^2 + \bar{c})}}{2(\bar{d}^2 + \bar{c})},$$

где $\bar{c} = 0,5(1 - \bar{d}) + \bar{R}$; $\bar{h} = \sqrt{(\bar{f} + \bar{R})^2 - \bar{c}^2}$.

Определив $\bar{h}$ начальное (максимальное) и далее задаваясь промежуточным значением $\bar{h}_x = \bar{h} \bar{x}$, находим зависимость для определения относительной промежуточной площади критического сечения (рис. 8.23):

$$\bar{F}_x = 4\bar{f}_x \left(\bar{d} + \frac{\bar{f}_x \bar{c}}{\bar{f}_x + \bar{R}} \right),$$

где $\bar{f}_x = \sqrt{(1 - \bar{x})^2 \bar{h}^2 + \bar{c}^2} - \bar{R}$.

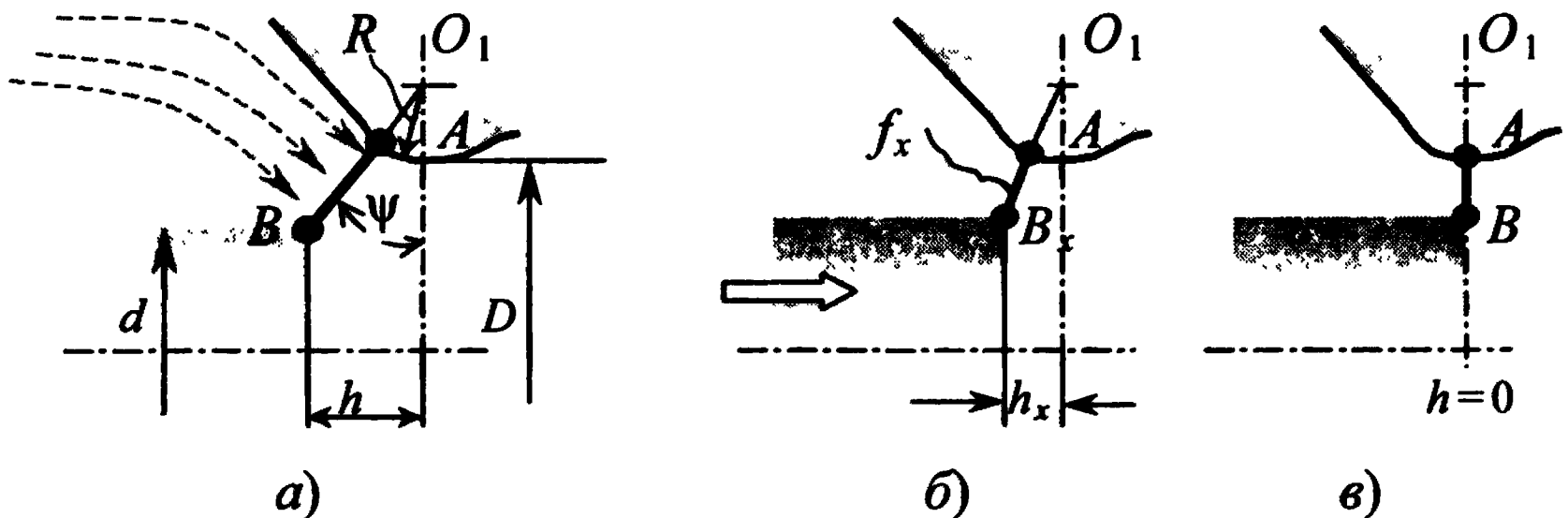


Рис. 8.22. Схема РР с цилиндрическим штоком и конической горловиной с радиусом скругления R для разных фаз:

a – начальное положение ИЭ ($F_{кр} = \max$); b – промежуточное;

v – конечное ($F_{кр} = \min$)

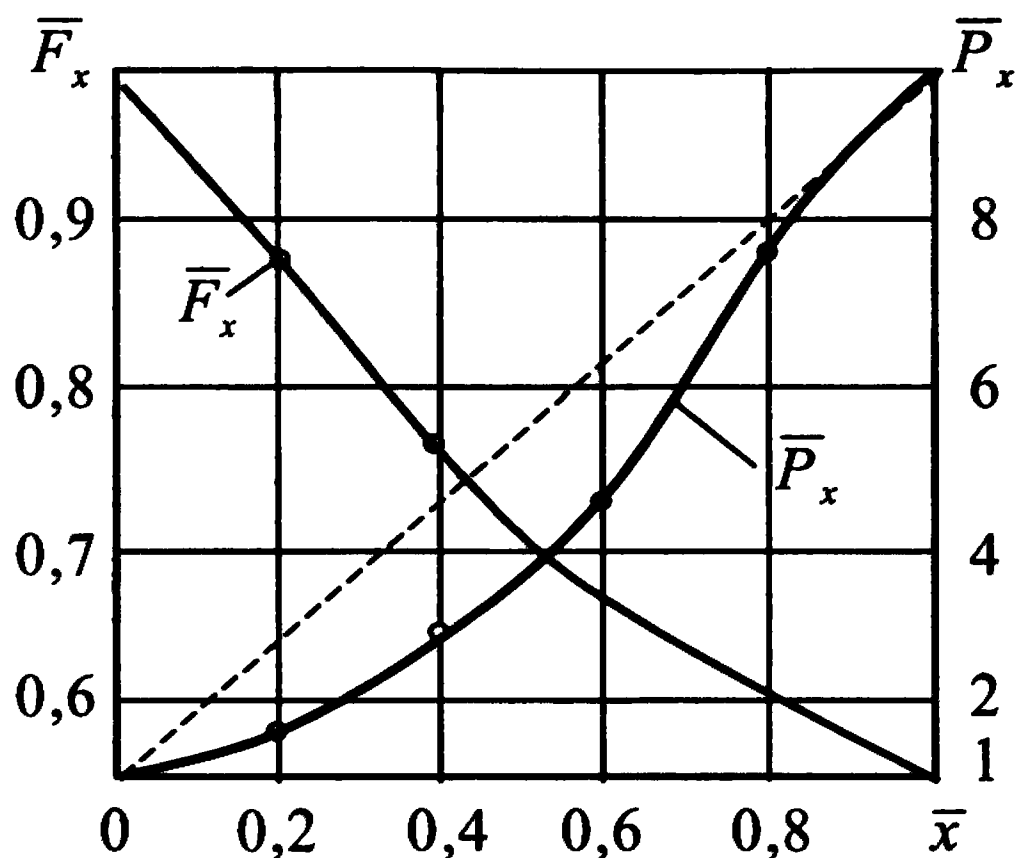


Рис. 8.23. Зависимости $\bar{F}_x(\bar{x})$ и $\bar{P}_x(\bar{x})$

Рассмотрим характеристики регулятора с цилиндрическим штоком и пологим коническим рабочим профилем горловины регулятора с углом α (рис. 8.24). Подобная схема также была опробована при ОСИ.

В данном случае образование критического сечения происходит также по кольцевой конической поверхности, но с образующей между единственной рабочей точкой на штоке и плавающей точкой на конической поверхности горловины. По мере перемещения штока вправо параллельно перемещается критическое сечение (рис. 8.24, а). Как только образующая критического сечения достигнет точки излома (минимального размера горловины), дальнейшее изменение площади критического сечения будет происходить за счет поворота отрезка прямой относительно краевой точки O (рис. 8.24, б).

Как и в предыдущих случаях, т.е. зная d , D и задавшись конкретными значениями входного угла конусности α (не более 15° , чтобы обеспечить приемлемый ход штока h ($\bar{h} > 0,3$)), используя расчетную схему рис. 8.23, находим общее рабочее перемещение штока:

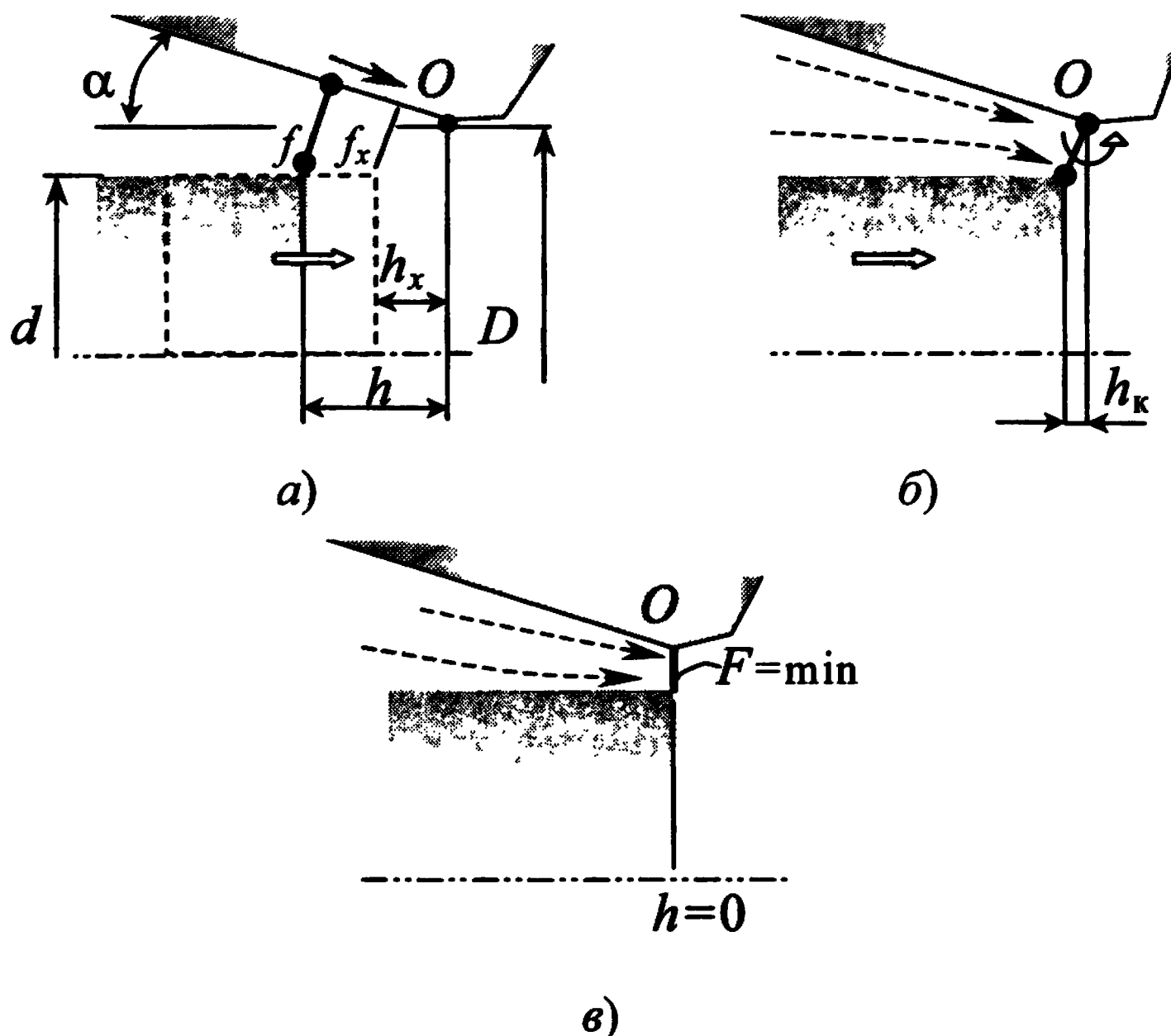


Рис. 8.24. Схема РР с цилиндрическим штоком и полой конической горловиной:

а – положение ИЭ с параллельным перемещением критического сечения;
б – положение ИЭ в горловине при угловом повороте критического сечения относительно точки *O*; *в* – конечное положение ИЭ

$$\bar{h} = 0,5 \left[\operatorname{tg} \alpha \left(\sqrt{\bar{d}^2 + \cos \alpha} - \bar{d} \right) + \frac{\sqrt{\bar{d}^2 + \cos \alpha} - 1}{\operatorname{tg} \alpha} \right].$$

Перемещение штока на конечном участке $\bar{h}_k = \frac{1-\bar{d}}{2} \operatorname{tg} \alpha$.

Текущее относительное значение площади критического сечения в диапазоне относительного перемещения штока $\bar{x}$ от $\bar{h}$ до $\bar{h}_k$ находим по формуле

$$\bar{F}_x \Big|_{\text{при } \bar{x} > \bar{h}_k / h} = 4 \bar{f}_x (\bar{d} + \bar{f}_x \cos \alpha),$$

где $\bar{f}_x = \bar{f} \left[\frac{(1 - \bar{x}) \bar{h} \operatorname{tg} \alpha + 0,5(1 - \bar{d})}{\bar{h} \operatorname{tg} \alpha + 0,5(1 - \bar{d})} \right]$, $\bar{f} = \frac{\sqrt{\bar{d}^2 + \cos \alpha} - \bar{d}}{2 \cos \alpha}$; и в

диапазоне от $\bar{x} \geq \frac{\bar{h} - \bar{h}_k}{\bar{h}} \bar{h}_k$ до $\bar{x} = 1$ по формуле

$$\bar{F}_x \Big|_{\text{при } h_x \leq h_k} = (1 + \bar{d}) \sqrt{(1 - \bar{d})^2 + 4h^2(1 - \bar{x})^2}.$$

Относительный ход штока, при котором происходит поворот критического сечения при тех же исходных данных, составляет $\sim 0,05 \dots 0,1$. Графически зависимости $\bar{F}_x(\bar{x})$ и $\bar{P}_x(\bar{x})$ (для исходных данных, использованных в предыдущих расчетах) показаны на рис. 8.25. Как видно, зависимость $\bar{F}_x(\bar{x})$ практически во всем диапазоне перемещения штока линейна, а следовательно, существенно нелинейна зависимость $\bar{P}_x(\bar{x})$. Такая дроссельная характеристика желательна, если имеется несколько регуляторов, расположенных в сопловых блоках и работающих совместно, при условии сохранения $\sum F_i(\bar{x}) = \text{const}$, но неприемлема для одиночного регулятора. На рис. 8.26 показаны некоторые конструктивные элементы, образующие регулятор, выполненный по данной схеме.

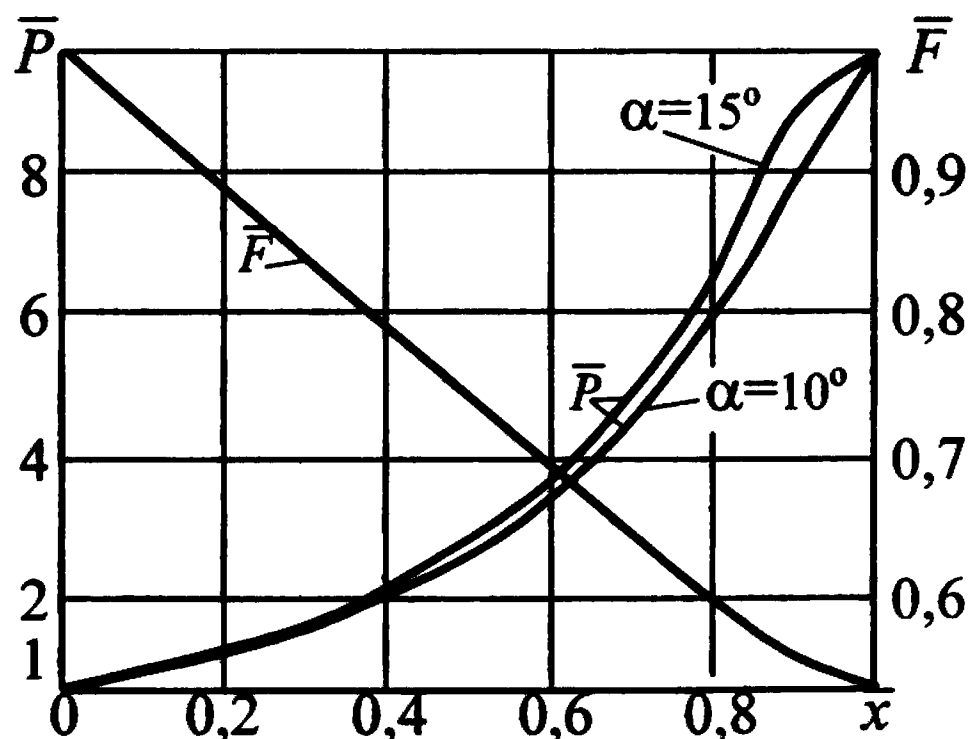


Рис. 8.25. Зависимости $\bar{F}_x(\bar{x})$ и $\bar{P}_x(\bar{x})$

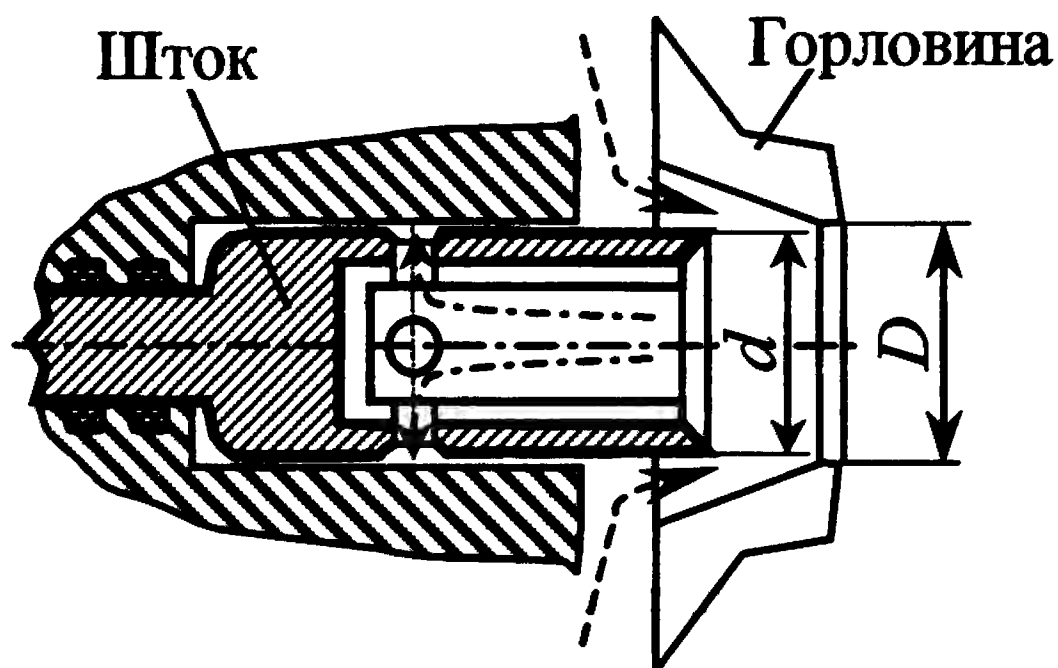


Рис. 8.26. Фрагмент конструкции РР штокового типа

Как видно, в реальной конструкции для обеспечения газодинамической разгрузки шток (или, по терминологии разработчиков, заслонка) выполнен полым, с перепуском продуктов сгорания в тыльную часть.

Перейдем к рассмотрению более сложной схемы регулятора – с аксиальным штоком, имеющим оживальный (эллипсоидный) профиль рабочего участка, сопрягаемый с горловиной, сужающаяся часть которой выполнена с постоянным радиусом R с центром в точке O .

На рис. 8.27 показаны последовательные фазы перемещения осесимметричной «иглы» вдоль оси горловины слева направо от полностью выдвинутого положения (фаза a) до полностью вдвинутого положения (фаза z).

В общем случае рабочая часть иглы имеет переменный профиль продольного сечения, описываемый зависимостью $y = f(x_n)$ с максимальным диаметром d . При этом y – радиальная координата, а x_n – осевая координата иглы. Минимальный диаметр горловины D . Для простоты допустим, что $R = 0,5D$. При показанной на рис. 8.27 форме сопряжения иглы и горловины критическое сечение имеет вид боковой поверхности усеченного конуса. Графически это сечение совпадает с участком BV линии OB (см. фазу b). При этом линия должна быть перпендикулярна касательным, проходящим через точки B рабочего профиля иглы и V горловины.

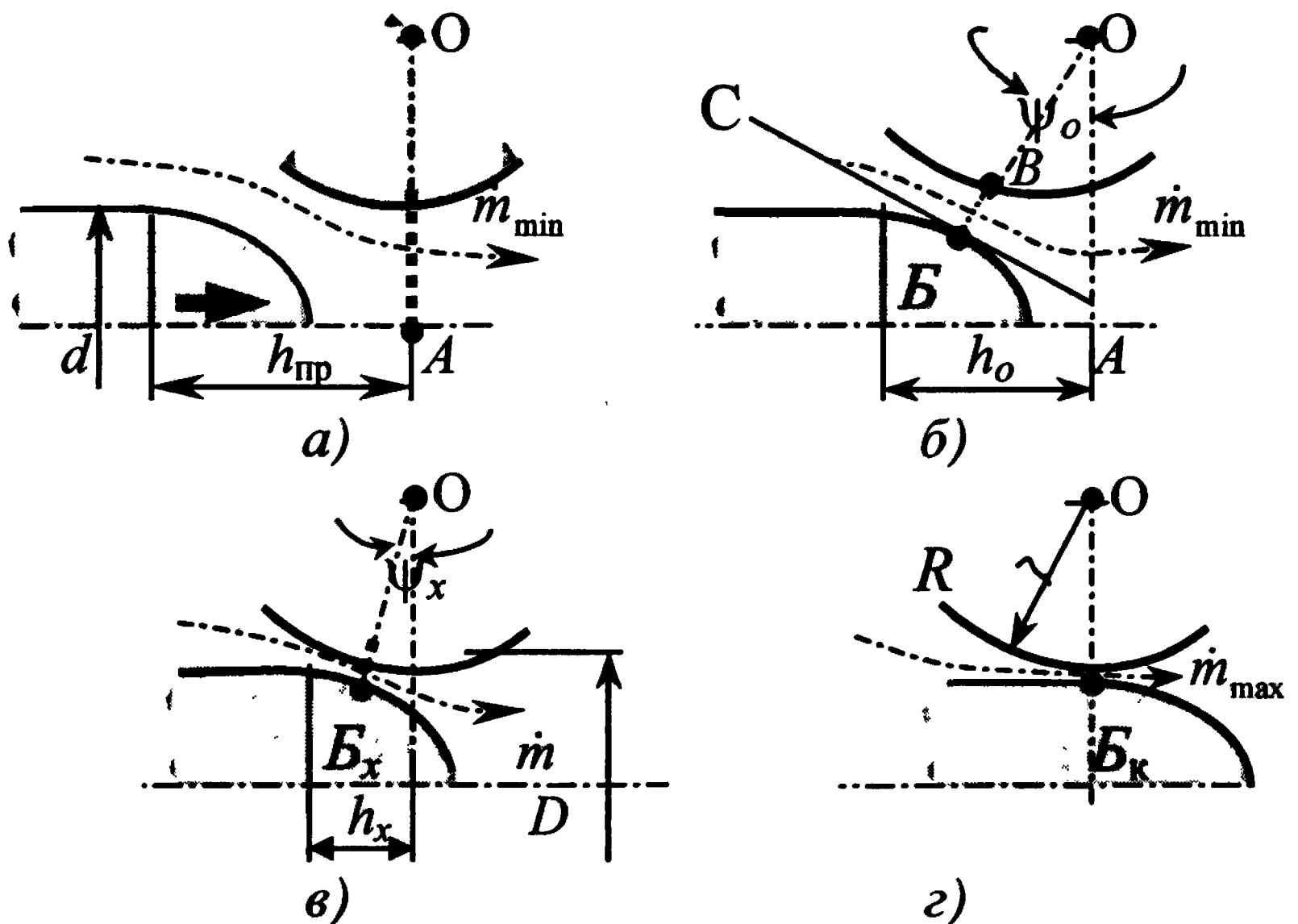


Рис. 8.27. Фазы перемещения иглы и местоположение текущего значения критического сечения:

a – нерабочее положение ИЭ; *б* – начальное положение ИЭ, при котором $F_{кр} = \max$; *в* – промежуточное положение ИЭ; *г* – конечное положение ИЭ, при котором $F_{кр} = \min$

Между перпендикуляром OA к продольной оси регулятора и образующей критического сечения CB возникает угол ψ_0 (см. фазу *б*). Расчет угла ψ_x в диапазоне от ψ_0 до 0 производится по формуле

$$\psi_x = \operatorname{arctg} \frac{dy(x_n)}{dx_n}. \quad (8.5)$$

Поскольку в интервале между фазами *a* и *б* при перемещении штока критическая площадь не меняется, то этот участок при разработке конструкции необходимо исключить как уменьшающий полезный ход штока.

Последующее продвижение штока в направлении горловины (рис. 8.27, *в*) приводит к уменьшению угла ψ_x по отношению к на-

чальному значению ψ_0 . Анализ показывает, что если образующая профиля не имеет точек перегиба, то происходит монотонное уменьшение угла ψ до 0. Момент достижения $\psi = 0$ будет соответствовать совпадению минимального сечения горловины с максимальным сечением иглы (позиция z рис. 8.27). Дальнейшее перемещение иглы в направлении движения потока не имеет смысла. Таким образом, игла «участвует» в формировании критического сечения лишь отрезком образующей, ограниченной дугой ББ_к. При этом рабочий ход иглы составляет величину h_0 .

Синтез профиля исполнительного элемента регулятора режимов с линейной характеристикой. Рассмотренные выше конкретные схемы регуляторов не обладают линейной характеристикой зависимости тяги (расхода) от перемещения. Задача синтеза профиля регулятора, обеспечивающего при регулировании линейный закон изменения расхода по ходу перемещения штока, несмотря на ранее предпринятые усилия, оставалась нерешенной. Так, в одной из работ было предложено якобы общее решение по синтезу профиля с помощью дифференциального уравнения для контуров схем регулирующих элементов (рис. 8.28):

$$y'^2 - \frac{\bar{F}_0^2}{(\bar{y}^2 - 1)^2} \frac{(\bar{P}^2)^{\frac{1-v}{v}}}{\left\{ \frac{1-\bar{P}}{\bar{h}} [\bar{x} + (\bar{y} - 1)\bar{y}'] + \bar{P} \right\}^{2\frac{1-v}{v}}} + 1 = 0. \quad (8.6)$$

Обозначения относительных линейных величин, входящих в это уравнение, несколько отличаются от используемых в данной работе, поскольку они отнесены к размеру a (рис. 8.28). В результате решения этого уравнения должен быть получен профиль участка кривой AB $y = f(x)$. Однако попытки решения этого уравнения не увенчались успехом. Показанные рабочие профили явно противоречат условию линейности, так как при движении иглы от положения, соответствующего максимальной площади проходного сечения, в сторону положения, при котором площадь минимальна, имеет место не уменьшение изменения площади, а,

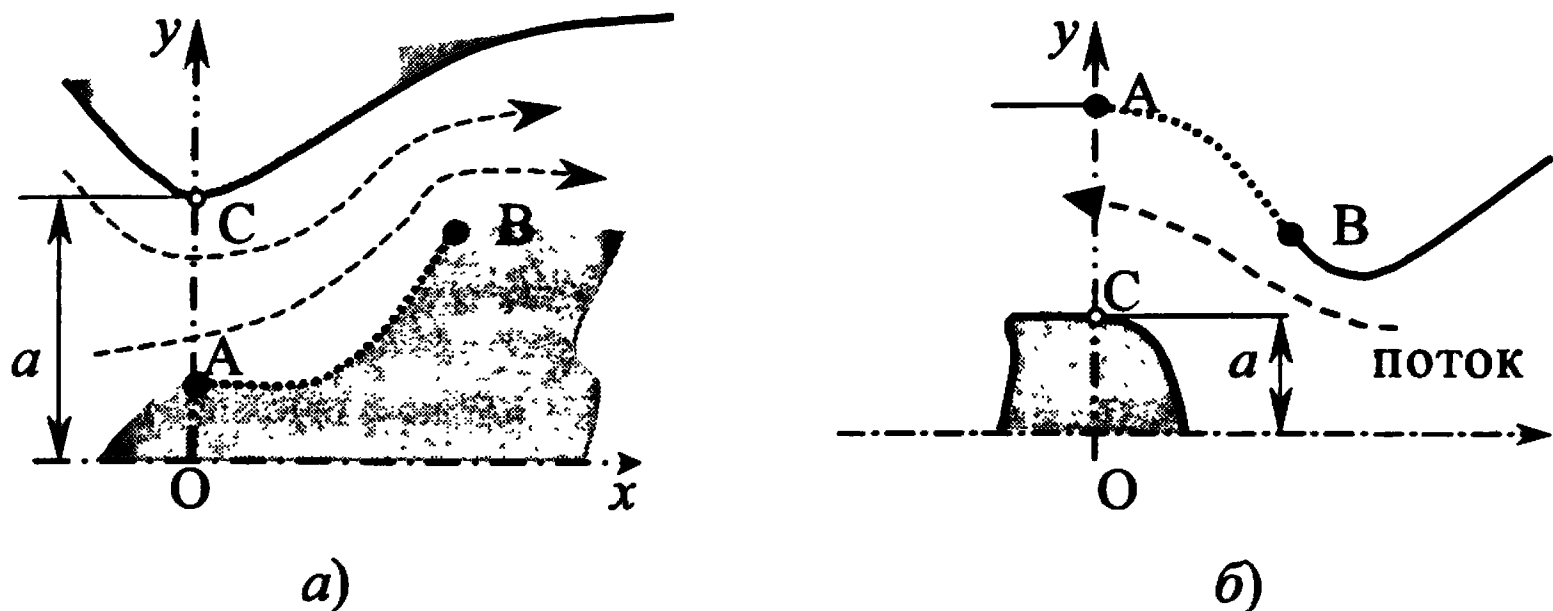


Рис. 8.28. Расчетные схемы для определения контуров регуляторов (C – угловая точка):

a – профиль определяется иглой; b – профиль определяется раструбом

наоборот, увеличение. Более того, как следует из вида дифференциального уравнения и приведенных схем, положение критического сечения считалось неизменным относительно точки C (система координат жестко связана с точкой C), что не может соответствовать фактическому состоянию.

В связи с этим проведем независимую аналитическую оценку возможности линейного изменения тяги P при пропорциональном управляющему сигналу перемещении исполнительного элемента для регулятора игольчатого типа с расположением ИЭ со стороны дозвуковой части сопла (рис. 8.29) путем соответствующего выбора его профиля.

Ввиду чрезвычайной сложности постановки и решения задачи в полном объеме (при совокупном учете геометрических, массовых, технологических, газодинамических, тепловых, силовых, масштабных факторов) методологически целесообразно отыскать, для начала, базовое решение в геометрической постановке. Для такого подхода есть несколько обоснований. Во-первых, невозможно проводить анализ по газодинамическим, силовым и подобным факторам, не имея в качестве исходных данных схемно-конструктивного решения. Во-вторых, анализ имеющихся экспериментальных данных разных авторов по определению коэффициента расхода (коэффициента сужения) μ , характеризующего

функцию образующей $y(z)$, обеспечивающей при перемещении ИЭ вдоль оси сопла $\left(\frac{dP_x}{dx}\right)_{0 \leq x \leq h} = \text{const}$, где y – радиальная координата, отсчитываемая от продольной оси регулятора; z – осевая координата, жестко связанная с ИЭ. Отсчет координаты z производится от максимального сечения ИЭ (при $y = 0,5 d$) в направлении рабочего участка профиля $0 \leq z \leq h$ (т.е. в направлении течения газа); x – осевая координата, характеризующая перемещение ИЭ относительно неподвижного положения горловины, при этом $0 \leq x \leq h$. Для общности решения, как и в предыдущем анализе, перейдем к безразмерным параметрам:

$$\bar{P}_x = 1 + \bar{x}(\bar{P} - 1); \quad \bar{x} = \frac{x}{h}; \quad \bar{d} = \frac{d}{D}; \quad \bar{h} = \frac{h}{D};$$

$$\bar{y} = \frac{y}{D}; \quad \bar{r} = \frac{r}{D}; \quad \bar{F}_x = \frac{F_x}{F_{\min}},$$

где $F_{\min}$ – площадь критического сечения сопла на минимальном режиме тяги.

Кроме того, обозначим $\bar{z} = \frac{z}{z_0} = \frac{z}{h - M_0}$, где M_0 – размер, указанный на рис. 8.29. Пренебрегая изменением K_p и μA при перемещении ИЭ и используя уравнение $\bar{P} = (\bar{F})^{\frac{\nu}{\nu-1}}$, можно получить обратную зависимость $\bar{F}_x$ от $\bar{P}_x$:

$$\bar{F}_x = [1 + \bar{x}(\bar{P} - 1)]^{\frac{\nu-1}{\nu}}. \quad (8.7)$$

Рассмотрим поведение этой функции на отрезке $0 < \bar{x} < 1$ при $0 < \nu < 1$ с использованием производной:

$$\frac{d(\bar{F}_x)}{dx} = \frac{\nu-1}{\nu} (\bar{P} - 1) [1 + \bar{x}(\bar{P} - 1)]^{-\frac{1}{\nu}}.$$

Знак производной отрицательный. При этом численное значение производной от $\bar{x} = 0$ до 1 монотонно уменьшается в $\bar{P}^{\frac{1}{v}}$ раз. Это означает, что для любых значений $\bar{P}$ функция $\bar{F}_x$ с увеличением $\bar{x}$ монотонно уменьшается (рис. 8.30). Следовательно, по мере перемещения элемента в сторону горловины темп изменения кривой $y(z)$ должен постоянно уменьшаться (с уменьшением угла наклона касательной в точке K при увеличении y), и, следовательно, профиль иглы $y(z)$, во-первых, должен быть выпуклым и, во-вторых, не иметь точек перегиба.

Выше было доказано, что положение критического сечения при перемещении ИЭ не остается фиксированным, а поворачивается относительно точки O_1 в направлении движения иглы, а геометрическая форма промежуточного критического сечения для выбранных условий представляет собой боковую поверхность усеченного конуса. Далее необходимо определить положение ИЭ и крайнюю рабочую точку профиля K_0 , при которой минимальная площадь кольцевого сечения между иглой и горловиной $F_{x=0}$ и площадь горловины F_D (в минимальном сечении горловины) были бы равны, т.е. $\bar{F}_{x=0} = \frac{F_{x=0}}{F_D} = 1$. Для этого используем условие, что

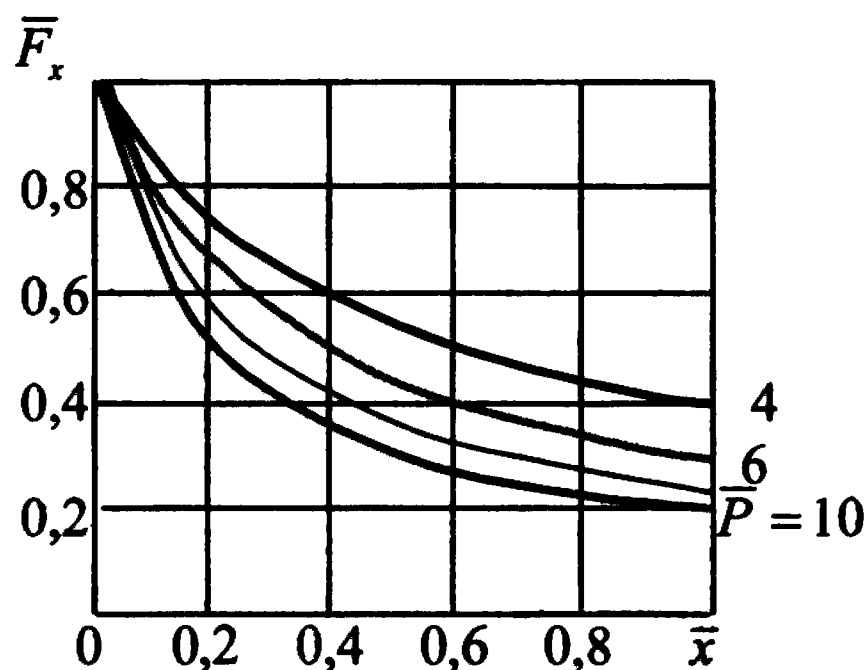


Рис. 8.30. Требуемый характер изменения площади критического сечения для обеспечения линейности $\bar{P}(\bar{x})$

проекция критического сечения на продольную плоскость в диапазоне $0 \leq x \leq h$ представляет собой отрезок прямой KN , перпендикулярной касательной образующей иглы в точке K и проходящей через точку O_1 . Отсюда текущую геометрическую площадь критического сечения $\bar{F}_x$ можно представить в виде

$$\bar{F}_x = 4 \left(0,5 + \bar{r} + \bar{y} - \frac{\bar{r}}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \psi}} \right) \left[(0,5 + \bar{r} - \bar{y}) \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \psi} - \bar{r} \right], \quad (8.8)$$

$$\text{где } \operatorname{tg} \psi = \left| \frac{dy}{dz} \right|_x = \frac{1}{(\bar{H} - M_0)} \left| \frac{d\bar{y}}{d\bar{z}} \right|_{\bar{z}}.$$

Связь между $\bar{x}$ и $\bar{z}$ из геометрических соотношений определится зависимостью

$$\bar{x} = 1 - \left(\frac{0,5 + \bar{r} - \bar{y}}{\bar{H}} \right) \operatorname{tg} \psi - \left(1 - \frac{\bar{M}_0}{\bar{H}} \right) \bar{z}, \quad (8.9)$$

$$\text{где } \bar{M}_0 = (0,5 + \bar{r} + \bar{y}) \operatorname{tg} \psi_0. \quad (8.10)$$

Радиальную координату $\bar{y}$ для текущего значения $\bar{F}_x$ можно путем преобразования зависимости (8.8) выразить уравнением

$$\bar{y} = \sqrt{(0,5 + \bar{r})^2 + \frac{\bar{r}^2}{1 + \operatorname{tg}^2 \psi} - \frac{\bar{r}(1 + 2\bar{r}) + 0,25\bar{F}_x}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \psi}}}. \quad (8.11)$$

При $\bar{F}_x = 1$ из уравнения (8.11) получить начальную координату точки K_0 не представляется возможным из-за появления неопределенности, обусловленной взаимосвязью параметров $\operatorname{tg} \psi_0$ и $\bar{y}_0$. Для иллюстрации этого на рис. 8.29 кривой z отмечено геометрическое место начальной точки, для которой выполняется условие $\bar{F}_x = 1$. Используя очевидные ограничения $\bar{y}_0 < 0,5d$ и

$\operatorname{tg} \psi_0 > \frac{d_n}{2D_r}$, удалось несколько конкретизировать диапазон веро-

ятных значений $\operatorname{tg}\psi_0 \sim (0,3 \dots 0,6)$. Тем не менее это не позволило установить, будет ли искомый профиль иметь единственное решение или же их множество. С целью дальнейшей конкретизации решения обратились к анализу и сопоставлению зависимостей $\frac{d\bar{F}_x}{d\bar{x}}$, найденных по уравнениям (8.7) и (8.8). В результате числен-

ных расчетов для целого пакета вариантов $\bar{P} = 5 \dots 10$; $\nu = 0,7 \dots 0,8$; $\bar{h} = 0,8 \dots 1,6$; $\operatorname{tg}\psi_0 = 0,3 \dots 0,6$ выявилось, что $\frac{d\bar{F}_x}{d\bar{x}}$ по урав-

нению (8.7) по абсолютной величине значительно превосходит производную по уравнению (8.8). Это значит, что при указанных условиях невозможно получить начальную точку K_0 , отвечающую сформулированному в уравнении (8.7) требованию и, следовательно, весь остальной профиль ИЭ. Правда, для невысоких значений $\bar{P} < 4$ в некоторых случаях можно добиться совпадения первых производных для начальной точки. Однако значения вторых производных и расчеты координат точек при $\bar{x} > 0$ показали невозможность совпадения указанных требований, а следовательно, и невозможность синтеза профиля, отвечающего условию (8.7). Если принять во внимание влияние других факторов, усугубляющих нелинейность, то это означает для практики реальность достижения только более или менее приближенного к линейному закону $P(x)$. Проведенный анализ позволил предложить для практических целей профиль ИЭ, образующая которого описывается эмпирической зависимостью вида

$$\bar{y} = 0,5\bar{d}(1 - \bar{z}^n)^m, \quad (8.12)$$

где $n = 1,5 \dots 1,7$; $m \sim 0,2 \dots 0,5$. На рис. 8.31 в безразмерных координатах $\bar{y}$ и $\bar{z}$ показаны варианты профилей, описываемые зависимостью (8.12) для исходных условий: $\bar{P} = 10$; $\bar{R} = 0,5$; $\nu = 0,8$; кривая 1 построена для $n = 1,5$; $m = 0,2$; кривая 2 – для $n = 1,7$; $m = 0,5$. Причем, если использовать для рабочего диапазона интервал $0,1 \leq \bar{x} \leq 0,85$, то можно ожидать для $\bar{P} = 10$ отклонения текущего значения тяги от линейного не более $\pm 5\%$.

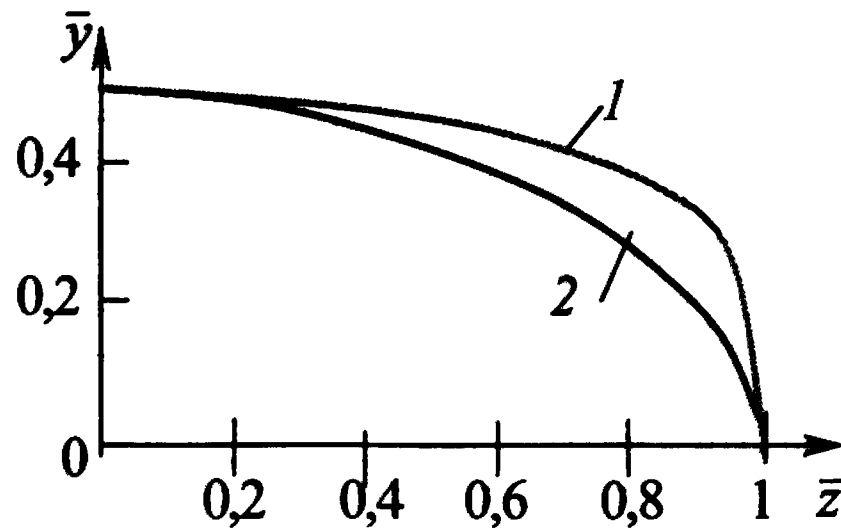


Рис. 8.31. Продольный профиль исполнительного элемента, обеспечивающий квазилинейное изменение тяги при его поступательном перемещении:

1 – кривая для $n = 1,5$; $m = 0,2$; *2* – для $n = 1,7$; $m = 0,5$

Выше были рассмотрены и проанализированы схемы, оказывающие минимальное негативное воздействие на характер течения ПС, а значит, на потери полного давления, удельного импульса и минимального отрицательного воздействия на детали, образующие внутренний тракт от входа до выхода.

Однако по ряду причин некоторые разработчики стараются использовать регуляторы с поступательным перемещением штока, у которых критическое сечение формируется не за счет кольцевого зазора, а за счет боковых окон или пропилов в трубчатом штоке. Пример схемы с использованием трубчатого штока и профилированных окон на боковой поверхности показан на рис. 8.32 (*а* – соответствует полностью выдвинутому штоку с максимальной площадью критического сечения, *б* – вдвинутому штоку при максимально допустимом перекрытии окон трубчатого штока кольцевой поверхностью горловины).

Дозвуковой поток, поступающий в регулятор из ГГ, вначале формируется в виде осесимметричного кольцевого течения, которое на подходе к окнам или пропилам вынуждено разделяться на несколько отдельных потоков, соответствующих их количеству, и одновременно разворачиваться по направлению к продольной оси. Далее каждый поток, пройдя под углом $\sim 90^\circ$ через свободную (не перекрытую горловиной) часть окон, становится сверхзвуковым, вновь вынужден развернуться вдоль оси и, объединившись,

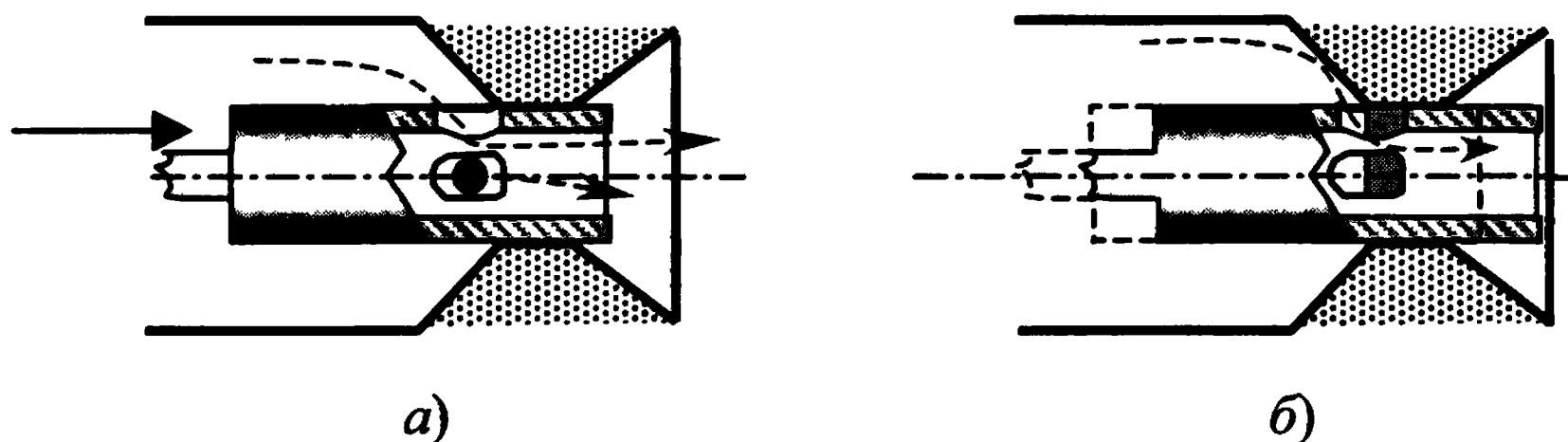


Рис. 8.32. Схема регулятора с трубчатым штоком и профильными окнами

направляется к потребителю. Таким образом, внутренняя полость штока постоянно омывается сверхзвуковым высокотурбулентным потоком. Чтобы не нарушались режимы работы, внутренний диаметр трубчатого штока должен выбираться при условии

$$d_{\text{в}} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \left(\sum_{i=1}^{i=n} F_i \right)_{\text{max}}},$$

где n — число окон.

Для этого схемного решения регулятора одной из серьезных проблем достижения надежного функционирования (недопущения заклинивания штока в горловине или его разрушения) является обеспечение радиальной устойчивости и малой деформативности стенок трубчатого штока. Данная проблема обусловлена наложением в процессе функционирования двух неблагоприятных факторов: сверхкритического перепада радиального давления, направленного по нормали к оси штока, и интенсивных тепловых потоков (с высокой плотностью и температурой). Поэтому шток приходится выполнять относительно толстостенным: $2\delta_{\text{ст}} / d_{\text{шт}} > 0,15$.

Как следствие, для данного случая при равных характеристиках регуляторов (расход, максимальное расчетное давление) расчетный диаметр горловины и габаритные размеры регулятора будут бóльшими, чем в других ранее рассмотренных схемах. Кроме того, при такой схеме на дроссельную характеристику влияет (из-за сложной картины и пространственного профиля критиче-

ского сечения) изменение коэффициента сужения струи μ . При осевых пропилах с постоянной шириной или окнах прямоугольного сечения при перемещении штока происходит линейное (без учета μ) изменение площади критического сечения, что не соответствует желаемому закону.

Попытка синтезировать фигурный профиль окон, удовлетворяющий условию линейности дроссельной характеристики, не удалась, не только ввиду сложного пространственного течения ПС. По аналогии с осесимметричной схемой был подобран профиль окна, который приближался по характеристике к требуемому (рис. 8.33).

На рис. 8.34 представлена реальная конструкция регулятора с трубчатым штоком, разработанная в ОКБ «Темп».

Рассмотрим схему регулятора с расположением критических сечений на боковой поверхности трубчатого насадка (рис. 8.35). В этой схеме регулирование площади критического сечения происходит за счет частичного перекрытия штоком 1 фигурных отверстий 3 трубчатого насадка 2.

Эта схема была реализована в ОКБ «Темп» для регулятора, расположенного в управляющем сопловом блоке (рис. 8.36) [52].

Ввиду сложности пространственного дозвукового течения в данном регуляторе и невозможности аналитического определения текущей площади проходного сечения от положения штока его дроссельная характеристика определялась с помощью холодных продувок. Так как весьма существенна зависимость эффективной

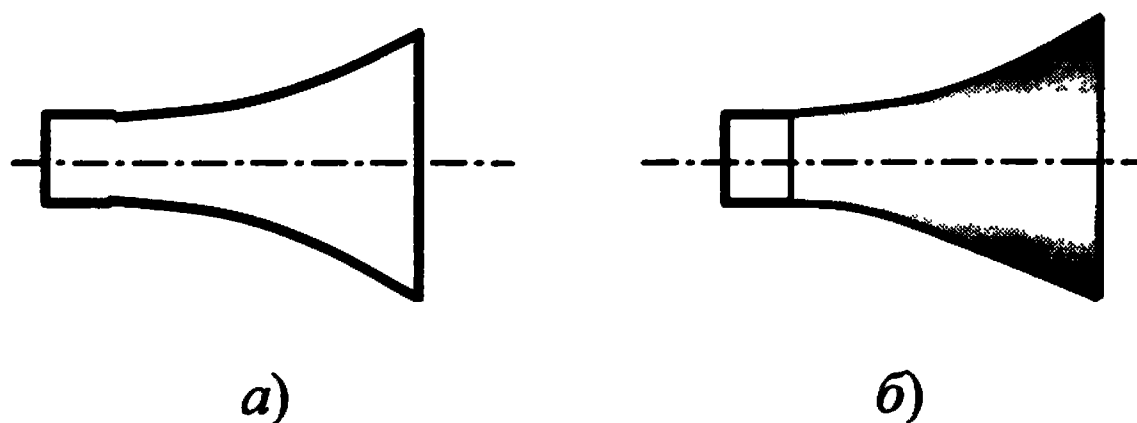


Рис. 8.33. Развертка контура бокового окна трубчатого штока:

а — для полностью открытого положения;

б — для закрытого положения

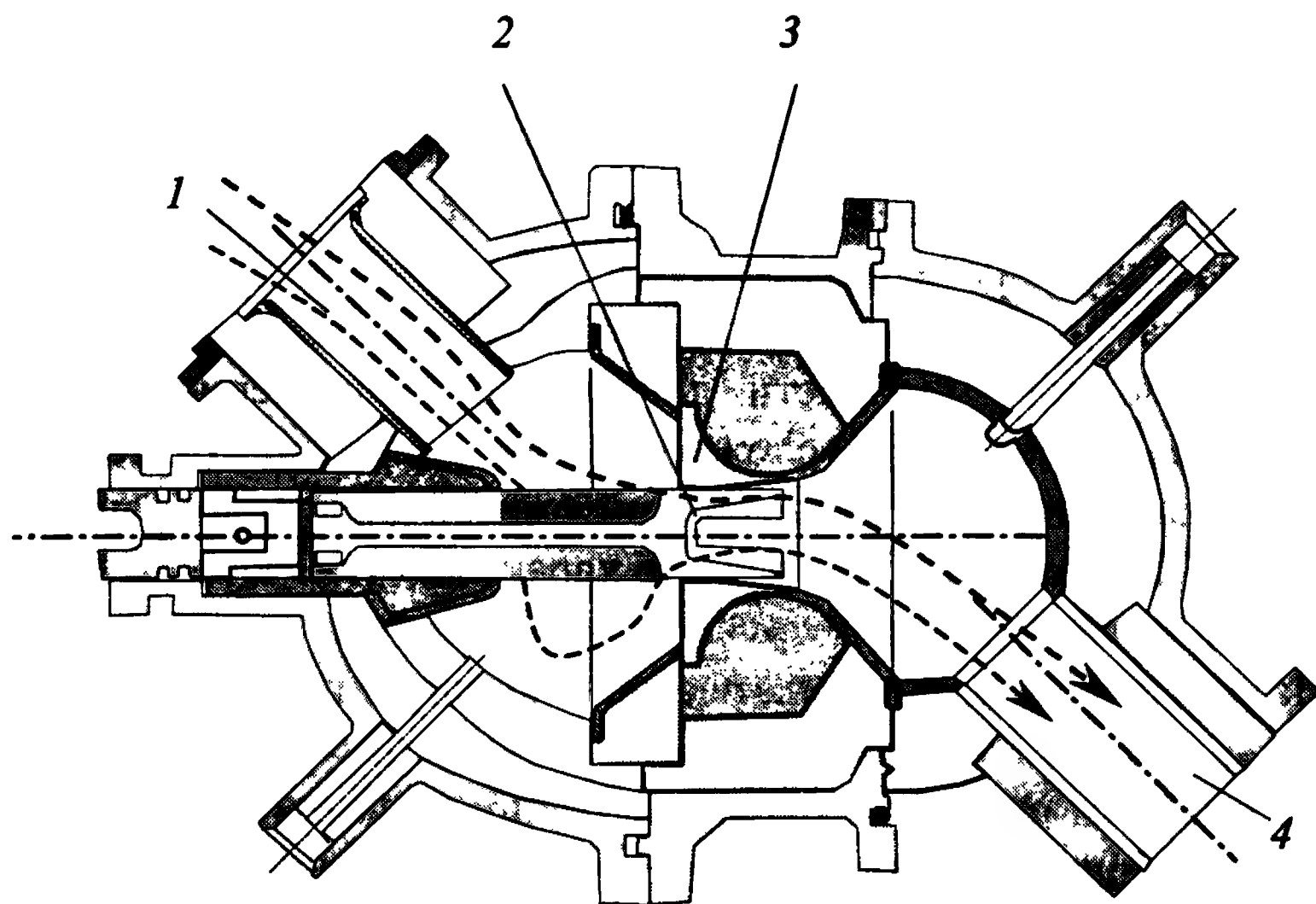


Рис. 8.34. Схема регулятора расхода с трубчатым штоком разработки ОКБ «Темп»:

1 – входной канал; 2 – трубчатый шток с продольными пазами;
3 – горловина; 4 – выходной патрубок

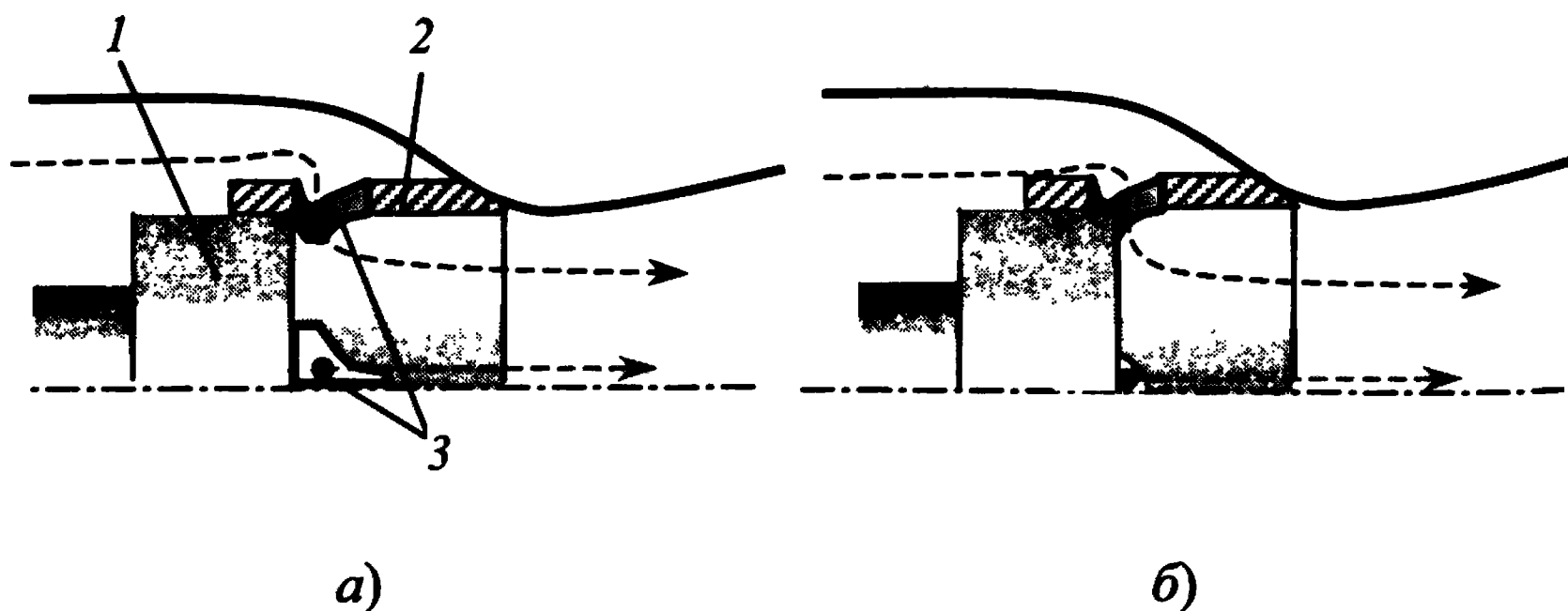


Рис. 8.35. Схема регулятора с трубчатым насадком:

a – положение штока при максимальной площади критического сечения; *б* – положение штока при минимальном проходном сечении

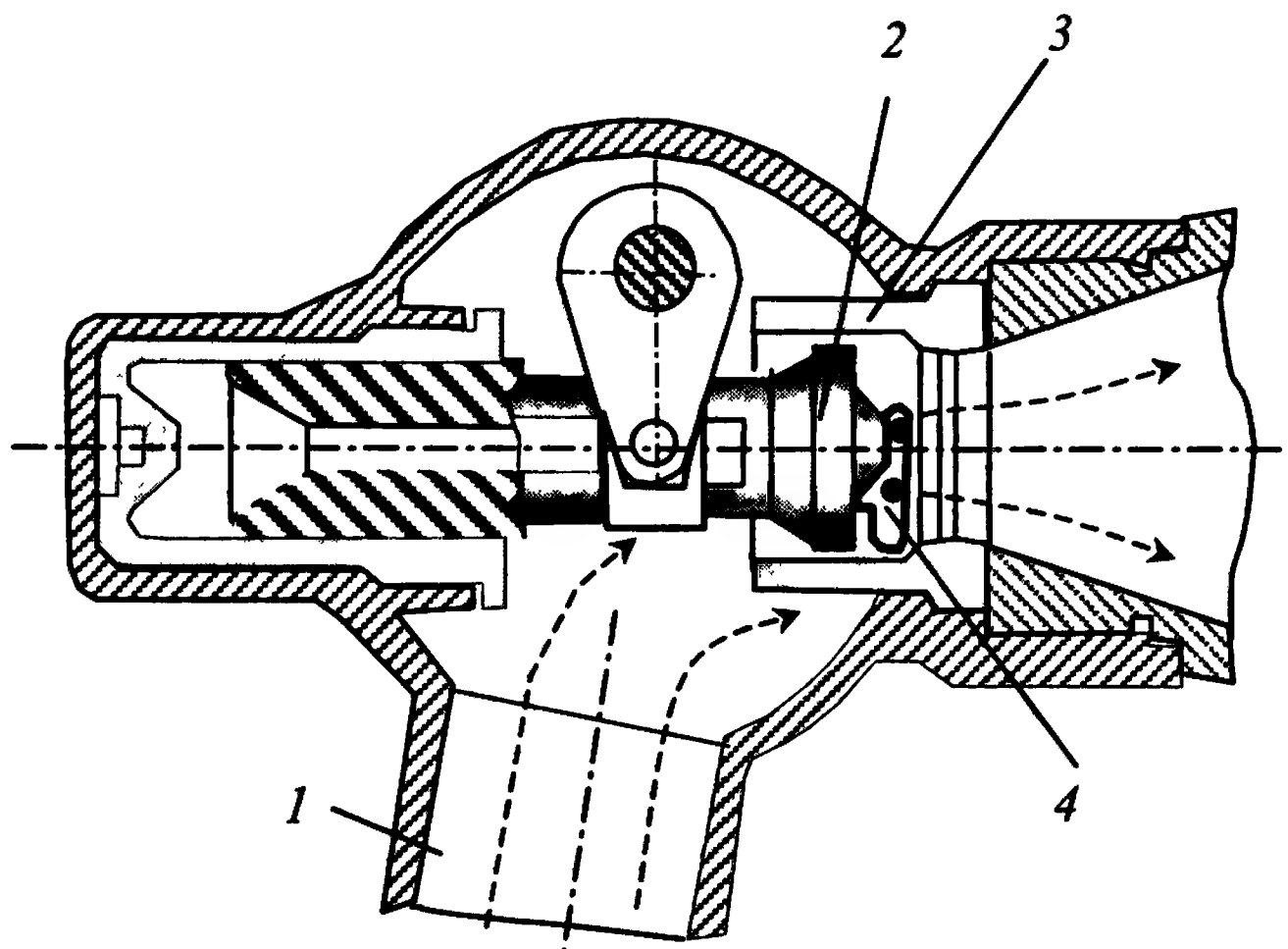


Рис. 8.36. Конструктивная схема УСБ с регулятором штокового типа:

1 – входной патрубок; 2 – шток разгруженного типа;
3 – направляющая втулка; 4 – профилированное боковое окно
(проходное сечение направляющей втулки)

площади критического сечения сложной пространственной формы от изменения коэффициента сужения струи μ (рис. 8.37), дроссельная характеристика должна выражаться не через геометриче-

ское отношение, а через физическое: $\overline{\mu F_x} = \frac{\mu_x F_x}{\mu_0 F_0}$.

Качественный характер зависимости $\overline{\mu F_x}$ от $\bar{x}$ для трех экспериментально отработывавшихся вариантов сопловых регулируемых блоков показан на рис. 8.38. (Принципиально иной закон и более широкий диапазон изменения площади критического сечения этих схем по отношению к вышерассмотренным случаям обусловлен использованием топлива с обратной зависимостью скорости горения от давления $\nu = -2,7$).

Регуляторы расхода с угловым движением исполнительного элемента. Принципиальные схемы РР с угловым движением исполнительного узла, или элемента, были приведены в табл. 2.2.

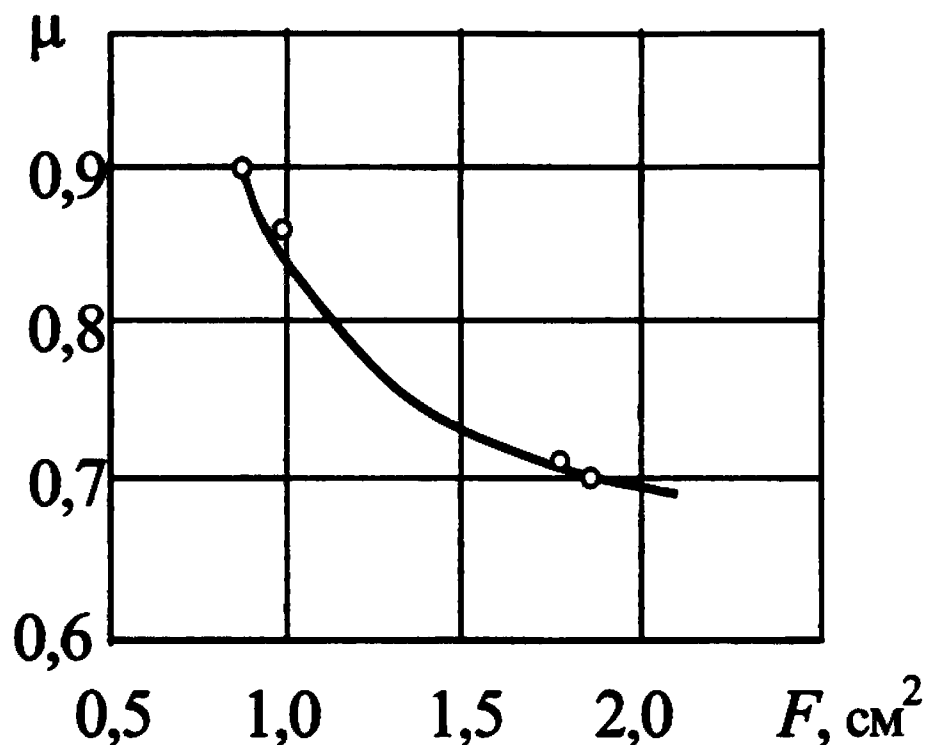


Рис. 8.37. Зависимость коэффициента сужения (расхода) μ от проходной площади регулятора, представленного на рис. 8.35

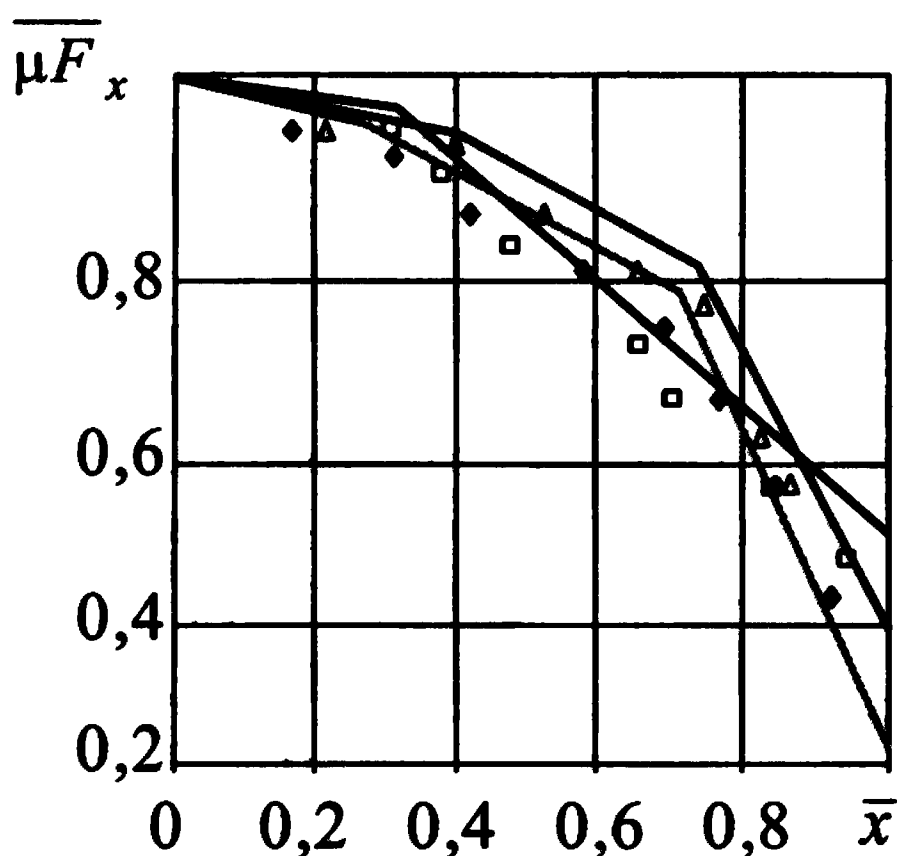


Рис. 8.38. Зависимость относительного изменения эффективной площади $\overline{\mu F_x}$ от перемещения штока $\bar{x}$

Наиболее приемлемы для условий РДУ схемы типа «статор-ротор». Изменение площади проходного сечения происходит за счет углового поворота вала привода, связанного с цилиндрической полый деталью (ротором), имеющей на боковой поверхности одно или несколько сквозных отверстий (как правило, прямо-

угольной формы) относительно другой неподвижной детали (статора) с аналогичными окнами, расположенными при полностью открытом положении точно напротив окон ротора. Имеется несколько разновидностей схем регуляторов: например, регулятор, у которого ротор нагружен максимальным давлением (давлением КС) изнутри, а истечение ПС осуществляется в сторону удаления от продольной оси (рис. 8.39, *а*); регулятор, в котором ПС проходят из КС через окна статора и ротора в направлении продольной оси (рис. 8.39, *б*). В этой схеме гидростатические силы действуют на сжатие цилиндрической оболочки ротора.

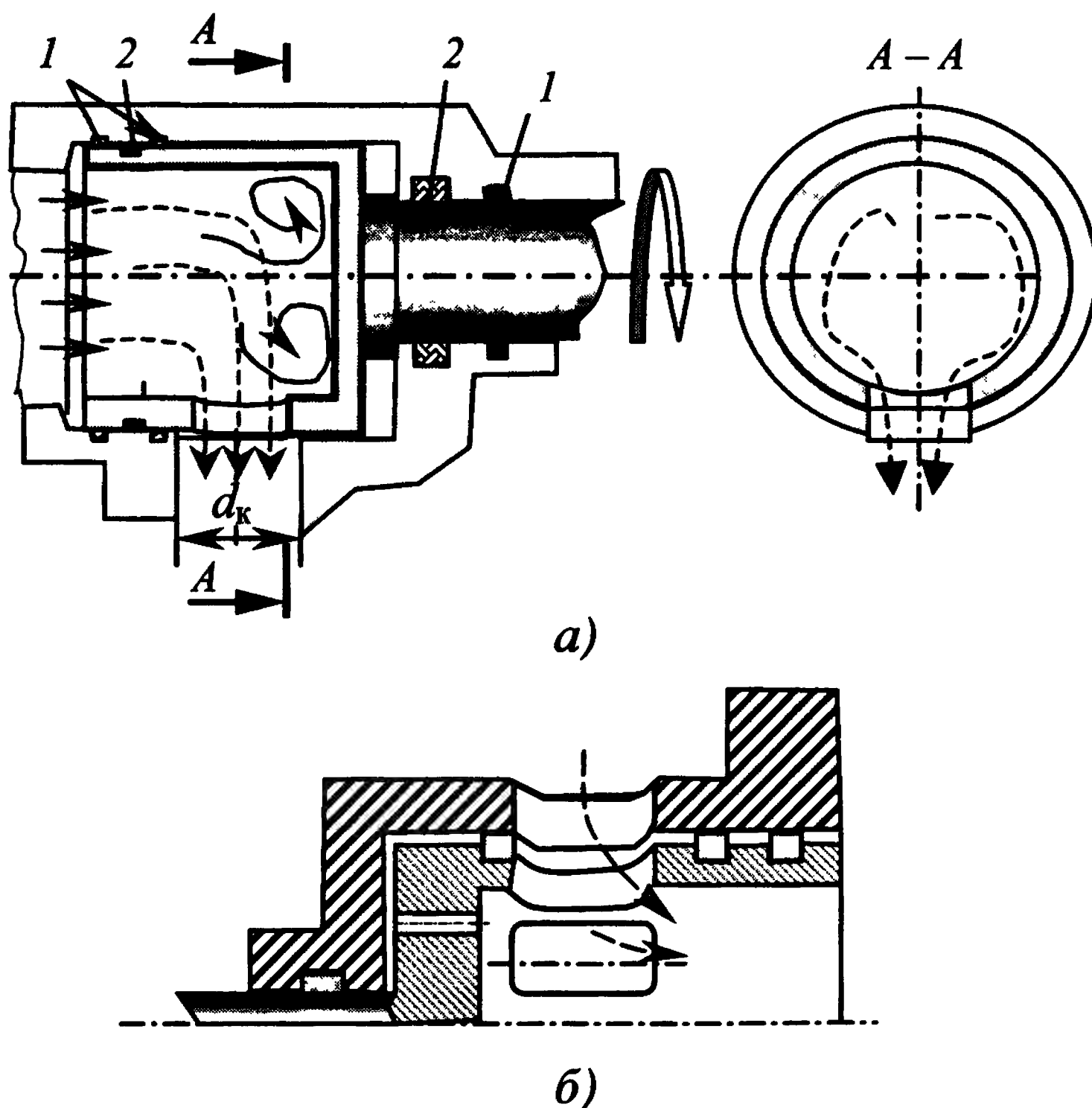


Рис. 8.39. Варианты схем регуляторов типа «статор–ротор»:

а – с внутренним нагружением ротора;

б – с внешним нагружением ротора; 1, 2 – уплотнения

Известные конструкции клапанов рассчитаны обычно на поворот ротора относительно нейтрального положения на угол $\alpha \pm 60^\circ$. Кроме того, эти разновидности регуляторов отличаются направлением реакции неуравновешенных газодинамических сил, действующих на боковую кромку окна при повороте ротора.

Считается, что регуляторы роторного типа создают сравнительно низкие нагрузки. На рис. 8.40 приведен график изменения газодинамической составляющей усилия $N_{гд}$ на валу ротора регулятора расхода, представленного на схеме рис. 8.39, а, от угла поворота δ , а на рис. 8.41 для этого же регулятора представлен характер изменения площади критического сечения (кривая 1 относится к однооконному, а кривая 2 – к двухоконному ротору). Применение подобных регуляторов в двухсопловых управляющих блоках нецелесообразно из-за низкого $I_{уд}$ и отклонения вектора тяги в связи с несимметричным истечением газа через узкую щель, большими утечками через закрытое сопло, обусловленными конструктивно-технологическими зазорами ($F_{утеч}$ может достигать 15 ... 20 % от F_{max}). В регуляторах режима отклонение истекающего потока в коллектор от оси симметрии не столь значимо. Поэтому клапаны данного типа целесообразно использовать для регуляторов расхода ЭУТТ с температурой продуктов сгорания $T_{пс} = 1500 \dots 2000$ К, при которых возможно выполнить толщину рабочей кромки толщиной 2 ... 3 мм.

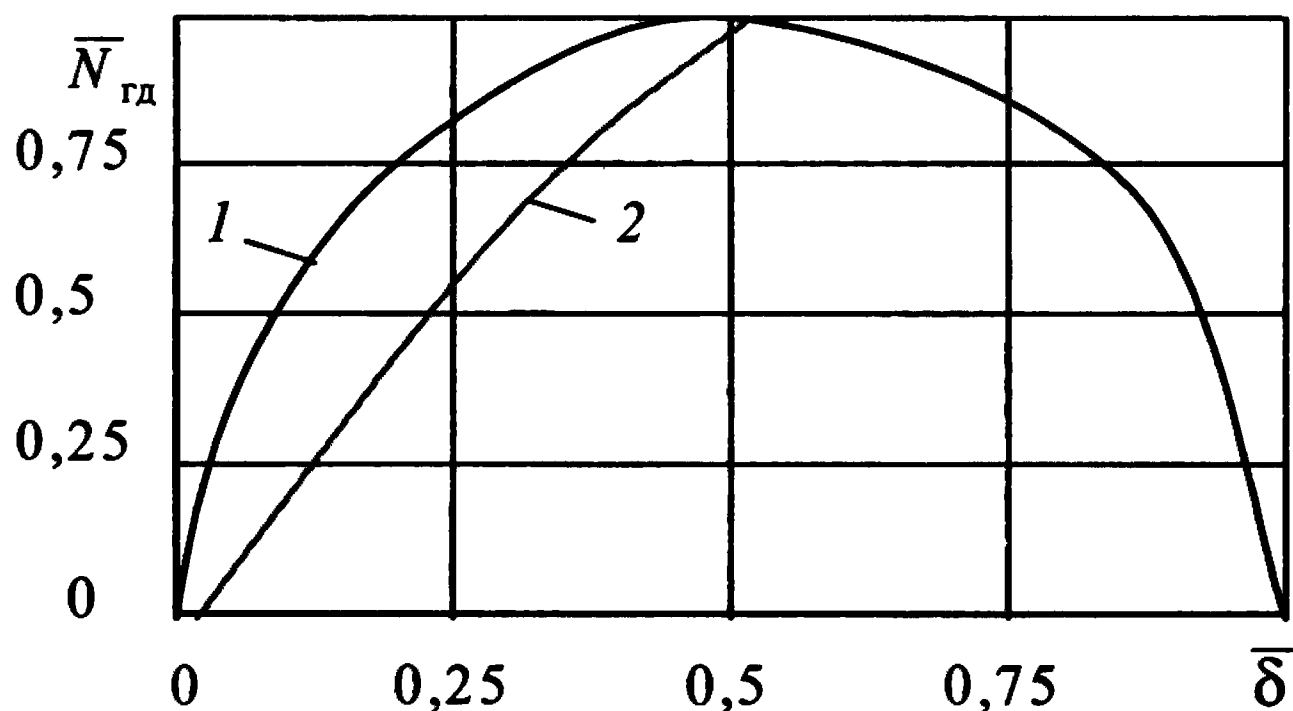


Рис. 8.40. Характер изменения газодинамических моментов

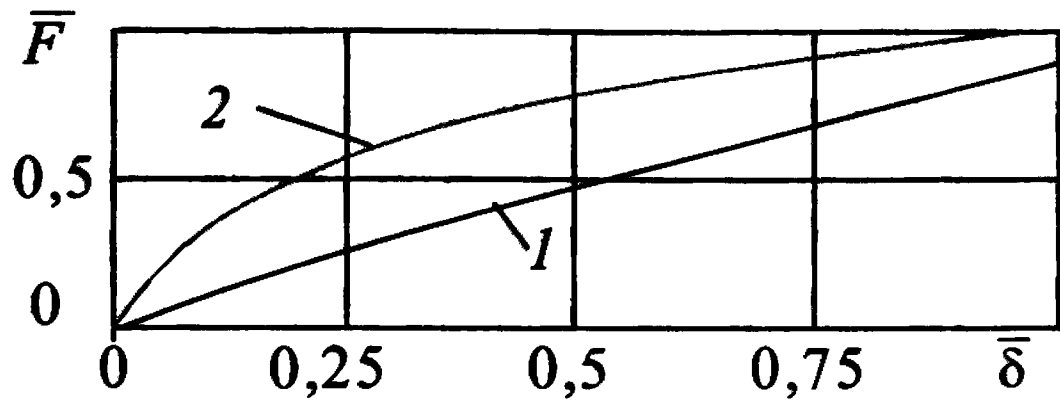


Рис. 8.41. Изменение площади проходного сечения от угла отклонения заслонки

На рис. 8.42 приведена схема РР, расположенного в ресивере. Данный регулятор прошел большое количество успешных ОСИ.

Статор 1, расположенный со стороны зоны высокого давления (КС), выполнен из молибденового сплава М-МП. Наиболее теплонапряженная часть ротора 2 также выполнена из молибденового сплава. Ротор приводится в действие РМ типа 15Л194. Привод поворачивает ротор относительно нейтрального положения на угол $\pm 60^\circ$. Между поводком, крепящим проушину штанги РМ, и ротором, как видно на рисунке, установлен узел тепловой развязки 3, содержащий карданный узел и теплозащитную вставку из П-5-7. Ротор цилиндрической формы с дном имеет два ряда прямоугольных пазов на цилиндре. Четыре равномерно расположенных по

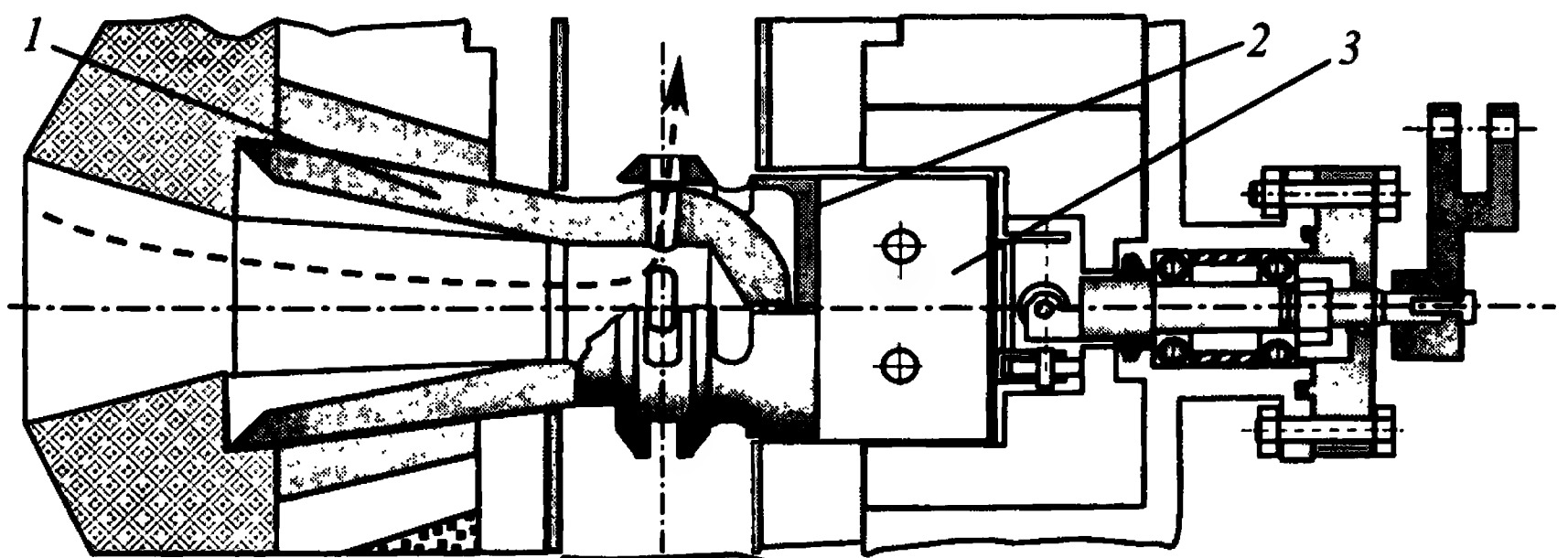


Рис. 8.42. Схема РР типа «статор-ротор», опробованная в ОСИ на стендовой установке:

1 — статор; 2 — ротор; 3 — узел тепловой развязки

окружности паза одного ряда совместно с пазами в статоре образуют критическое сечение. Остальные пазы дренажные. По результатам предварительных холодных продувок установлен закон изменения площади критического сечения в зависимости от угла поворота вала ротора (рис. 8.43). При полном перекрытии окон с углом поворота ротора свыше 40° критическая площадь определяется только величиной зазора между ротором и статором. Одновременно установлено, что коэффициент расхода μ во всем рабочем диапазоне положения ротора постоянен и равен 0,857. Фотографии элементов статора и ротора после испытаний приведены на рис. 8.44.

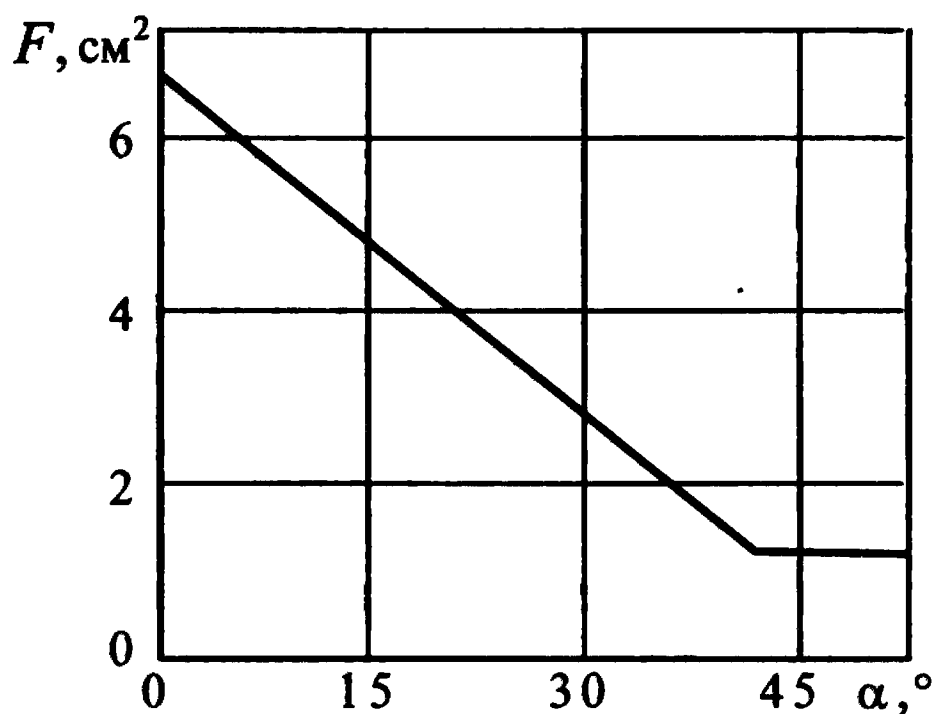
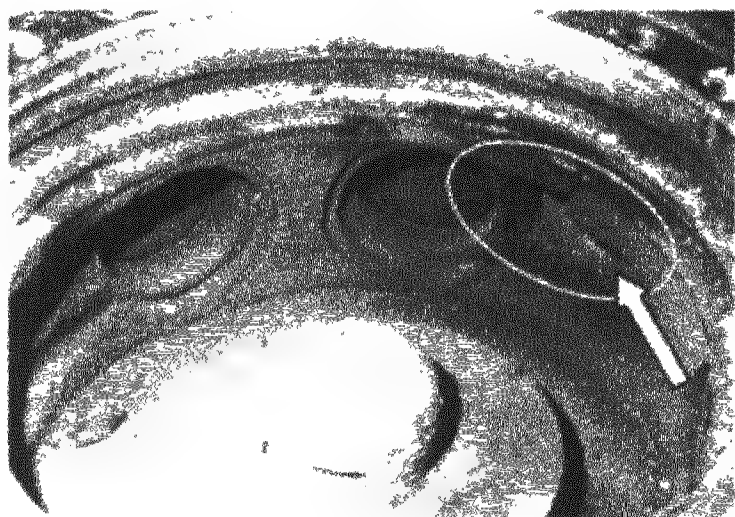
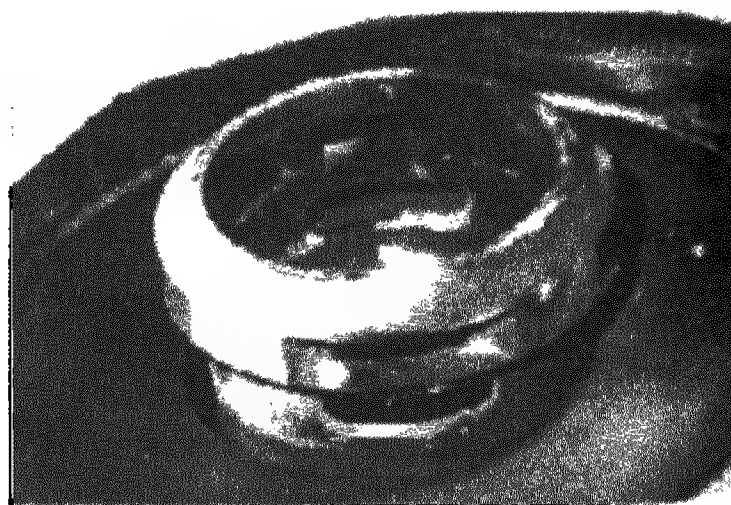


Рис. 8.43. Зависимость эффективной площади регулятора от угла поворота вала ротора



а)



б)

Рис. 8.44. Внутренний вид ресивера после ОСИ:
 а — статор и стенки ресивера с вымыванием ТЗП между выходными патрубками; б — ротор

Условия проведения ОСИ: время функционирования t более 400 с, $T = 2000$ К, давление во внутренней полости статора $p_{кс} = 13,5 \dots 4$ МПа, давление в полости ресивера менее 1 МПа. При ОСИ ни одного отказа в функционировании РР (например, заклинивании ротора) не зафиксировано. Однако во всех испытаниях (имевших разную программу изменения площади и соответственно длительности экспонирования истечения струй из окон ротора в фиксированных направлениях) на стенках ресивера наблюдалось интенсивное вымывание ТЗП из углепластика глубиной до 10 ... 12 мм. Неравномерное вымывание объясняется существованием зон завихренного течения, где приведенная скорость потока λ достигала 0,2.

Вариант технического решения регулятора расхода, разработанного в ОКБ «Темп», с вращательным перемещением исполнительного элемента и успешно прошедшего серию ОСИ при $t > 400$ с и $T \sim 2000$ К показан на рис. 8.45.

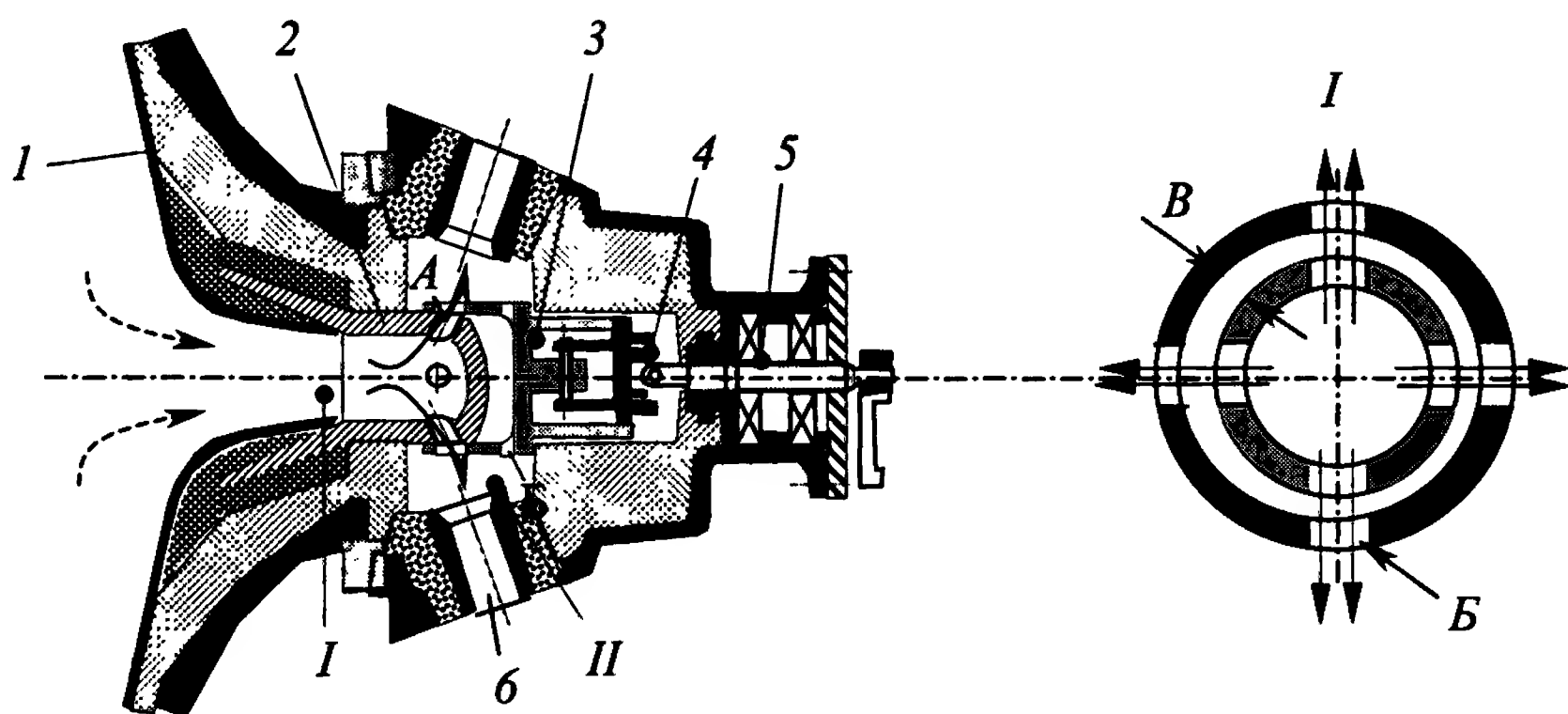


Рис. 8.45. Схема регулятора роторного типа:

I – входная часть РР; 2 – статор; 3 – ротор; 4 – узел тепловой развязки; 5 – узел промежуточного вала с подшипниками; 6 – выходные патрубки к управляющим СБ; I – область высокого давления; II – область низкого давления; A – сквозные радиальные каналы для прохода ПС в статоре; B – отверстия для пропуска ПС в роторе; B – радиальный технологический зазор пары «статор–ротор»

Оценка эрозионного или химического уноса материала из рабочей зоны или зашлаковки проходного сечения регулятора. Несмотря на то что конструкционные материалы для деталей, формирующих критическое сечение регулятора, для сохранения их целостности, неизменности выбирают с достаточным запасом по температуре плавления относительно температуры продуктов сгорания топлива ($>200 \dots 300^\circ$), накопленный многими КБ опыт показал, что это не всегда соблюдается.

Известны примеры проявления в ряде испытаний уноса материала на участке, где формируется критическое сечение. Так, в одном из первых случаев, отмеченном еще в 1962 г. в СКБ-172, при ОСИ маршевого двигателя, снабженного регулятором расхода, было зарегистрировано вымывание рабочего участка исполнительного элемента («груши»), изготовленного из молибденового сплава (рис. 8.46).

При испытаниях ряда УЭУТТ установлены случаи нерасчетного отклонения давления, связанные с зашлаковкой. Причиной повышения давления выше расчетного значения в двигателях при использовании некоторых топлив является зашлаковка входной части соплового вкладыша со следами затекания шлака в зону критического



Рис. 8.46. Продольный профиль «груши» экспериментального регулируемого маршевого двигателя разработки СКБ-172 после ОСИ

сечения в виде отдельных языков. При попытке проведения испытаний двигателей с использованием более высокоэнергетического топлива установлена эрозия материала исполнительного элемента на входе в сопло до полного прогара иглы, приводящего к перекрытию сопла и разрушению двигателя.

По мнению некоторых специалистов, в случае разгара минимального проходного сечения изменение μF в процессе работы необходимо определять по началу изменения рабочего давления в КС и продувкой воздухом после ОСИ. Этого можно добиться только в том случае, если факторы, относящиеся к заряду, не влияют на уровень давления в КС. Для большинства конструкций УЭУТТ с большим временем работы предлагаемый подход невыполним.

В ходе испытаний экспериментальных двигательных установок авторы неоднократно во время дефектации регуляторов расхода после ОСИ фиксировали искажение рабочего профиля иглы как за счет уноса, так и за счет налипания на иглу конденсированной фазы ПС (рис. 8.47). Сплошной линией на рисунке отмечена зона уноса материала, а пунктирной – осаждения (налипания) конденсированной фазы. Для этих игл использовался молибденовый сплав, у которого допускаемая температура была 2200 К.

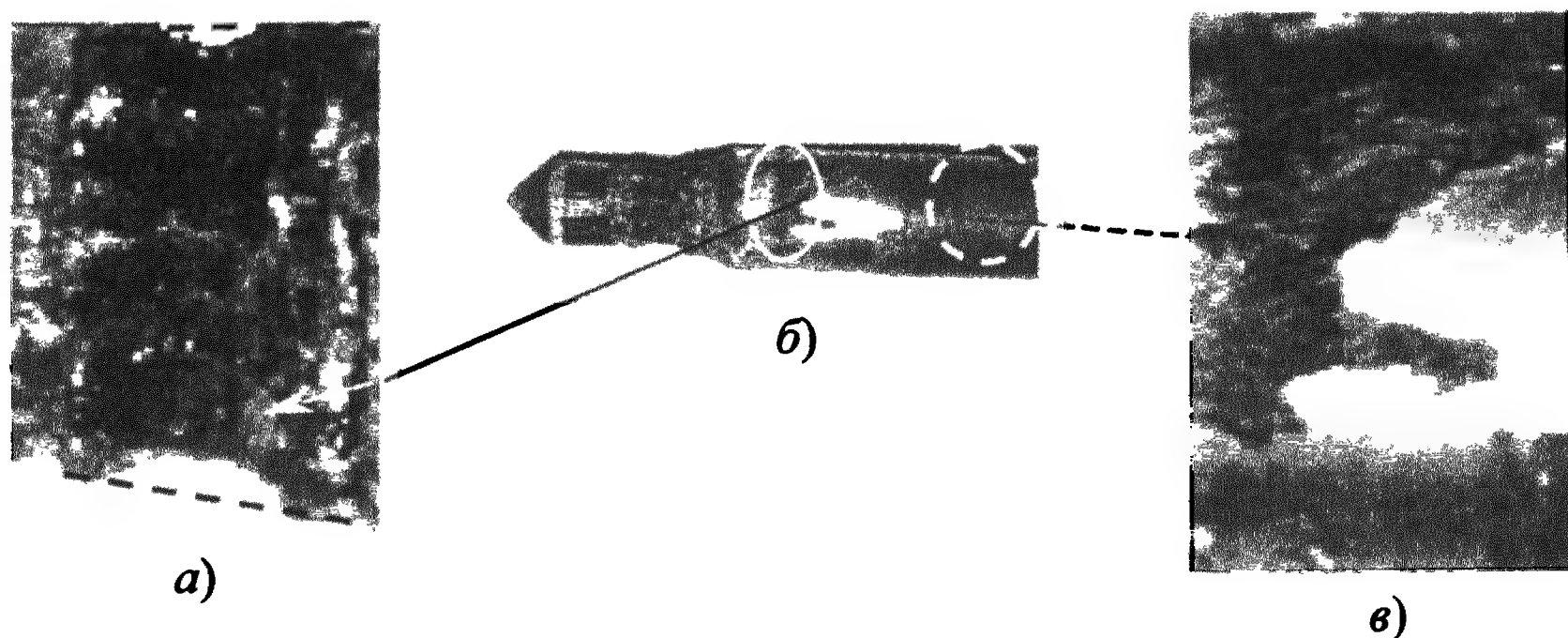


Рис. 8.47. Вид поверхности иглы регулирующего устройства после ОСИ:

a – общий вид; *б* – увеличенный фрагмент с кольцевым уносом на режиме давления 6 МПа; *в* – увеличенный фрагмент поверхности иглы в сверхзвуковой части с осаждением К-фазы

Расчетная термодинамическая температура ПС использованного топлива была ниже (1970 К). Зарегистрированная при ОСИ температура ПС в КС составляла не более 1770 К. Поэтому работоспособность исполнительных элементов с точки зрения воздействия температуры была гарантирована. В принципе, как видно на рис. 8.46, 8.48, для большей части поверхности так и было. Однако те участки игл, которые наиболее интенсивно подвергались тепловой нагрузке (т.е. в местах образования критического сечения), особенно на повышенных (по давлению) режимах, подверглись уносу. Линейный унос за время работы более 400 с составил 0,1 ... 0,5 мм.

Не исключая возможности механической эрозии иглы продуктами разложения бронирующего покрытия заряда и ТЗП заднего дна, более правомерно говорить о существовании термохимической эрозии, т.е. протекания экзотермических реакций между тугоплавким конструкционным материалом и ПС, содержащими углерод в той или иной форме с образованием карбидов. Температура в зоне локальной эрозии из-за экзотермических реакций может повыситься до ~2700 К вместо расчетной 1850 К.

Таким образом, ни одну из металлических деталей регулятора, для которых удельные тепловые нагрузки при работе являются максимальными, нельзя рассматривать как инертную в термохимическом отношении, как было принято до настоящего времени. Совершенно очевидна необходимость принципиального изменения подхода к техническим решениям всех металлических деталей типа штока, ротора, а также других узлов ЭУТТ, в которых возможно протекание высокотемпературной эрозии с экзотермическим эффектом.

Поэтому поверхность деталей, подвергаемых наиболее интенсивному тепловому воздействию потока, необходимо защищать пленочным покрытием на основе карбидов молибдена, гафния и других металлов. Эксперименты с деталями, покрытыми карбидом молибдена толщиной ~150 мкм, подтвердили эффективность такого подхода: эрозионный унос во многих случаях значительно снизился вплоть до полного исчезновения.

Оценка влияния жесткости системы «привод – исполнительный элемент». Максимальной податливостью среди всех известных сочетаний «привод – ИЭ» обладают газовые приводы, в несколько меньшей степени – гидравлические и в самой минимальной – механические с использованием рулевых машинок.

Податливость системы «привод – ИЭ», как и эрозия, вносит элемент неоднозначности в определение площади критического сечения. При использовании передаточных звеньев между ИЭ и приводом возрастает роль нелинейности в системах «рулевая машина – исполнительный элемент» (РМ–ИЭ). Нелинейность типа люфта – характерная особенность большинства механических передач, в том числе и в ЭУТТ. Источником люфтов в кинематической передаче РМ–ИЭ являются механические зазоры и сухое трение между элементами регулятора при условии конечной величины жесткости конструкции. Влияние этих параметров на точность и кинематические параметры объекта управления эквивалентно влиянию «обобщенного» люфта (рис. 8.48).

Из-за этой нелинейности нарушается однозначная зависимость между $\delta_{\text{рм}}$ и $\alpha_{\text{из}}$. Вследствие этого могут появиться автоколебания, что приводит к возрастанию суммарной фактической ошибки ΔW_{Σ} .

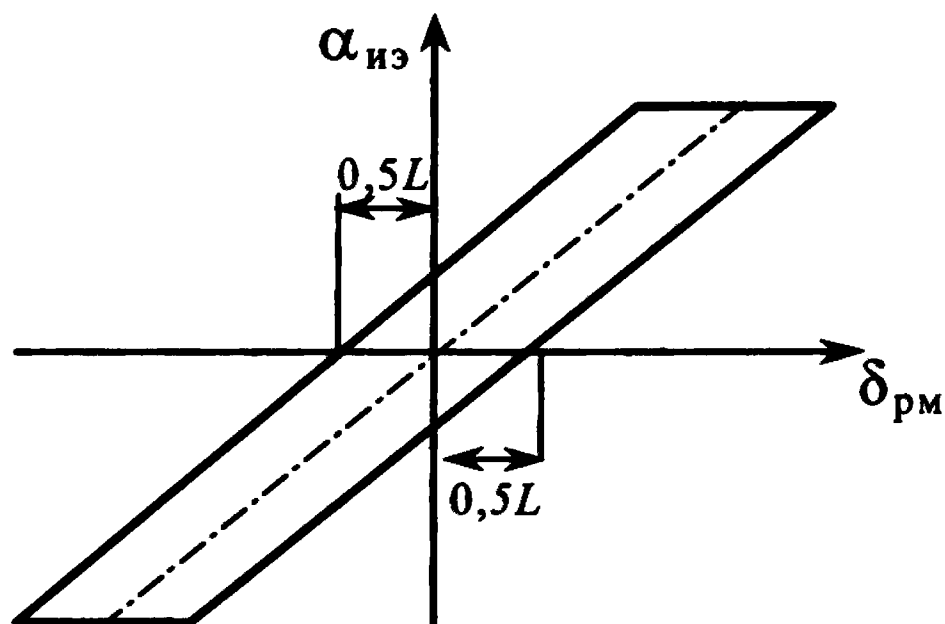


Рис. 8.48. Характеристика «обобщенного» люфта:

$\delta_{\text{рм}}$ – перемещение выходного вала РМ; $\alpha_{\text{из}}$ – перемещение ИЭ;
 L – величина люфта

Определение влияния на разбросы площади критического сечения механических люфтов и упругих деформаций кинематических звеньев передачи от регулятора к приводу является необходимым, хотя и методически сложным этапом при отработке РДУ. Установить непосредственно просадку ИЭ под действием эксплуатационных нагрузок невозможно из-за трудностей установки датчиков перемещений в «горячую» зону регулятора. Поэтому используются косвенные методы для определения эквивалентного люфта, включающего люфты и упругие просадки, нагрев элементов конструкции.

Для определения суммарного эквивалентного люфта на ОСИ может быть использована специальная программа перемещения ИЭ с формированием специальной формы колебаний, изменяющихся по некоторому закону во времени. При изменении амплитуды колебаний перемещения привода от малых ее значений изменяется значение огибающей колебаний силы, так как происходит нагружение элементов системы в зоне упругих деформаций. Момент времени, когда огибающая колебаний силы перестает меняться, соответствует окончанию выбора люфтов и деформаций.

Расчет разбросов площади критического сечения. Ранее были рассмотрены закономерности изменения площади и местоположения критического сечения в зависимости от конкретных форм образующих это сечение деталей. Оценим наиболее характерные случаи влияния на разбросы площади критического сечения случайных и псевдослучайных факторов: погрешности изготовления, теплового расширения и др.

Оценка влияния точности изготовления. Расчетная схема представлена на рис. 8.49. В отличие от традиционного РДТТ отклонение контура сопла (регулятора) определяется не одним фактором – отклонением диаметра горловины δ_r , а тремя. Кроме влияния на площадь критического сечения данного фактора добавляются еще два: отклонение профиля иглы от номинального δ_n и отклонение положения самого профиля относительно места крепления иглы с остальной сборкой (т.е. параллельный сдвиг контура относительно номинального положения).

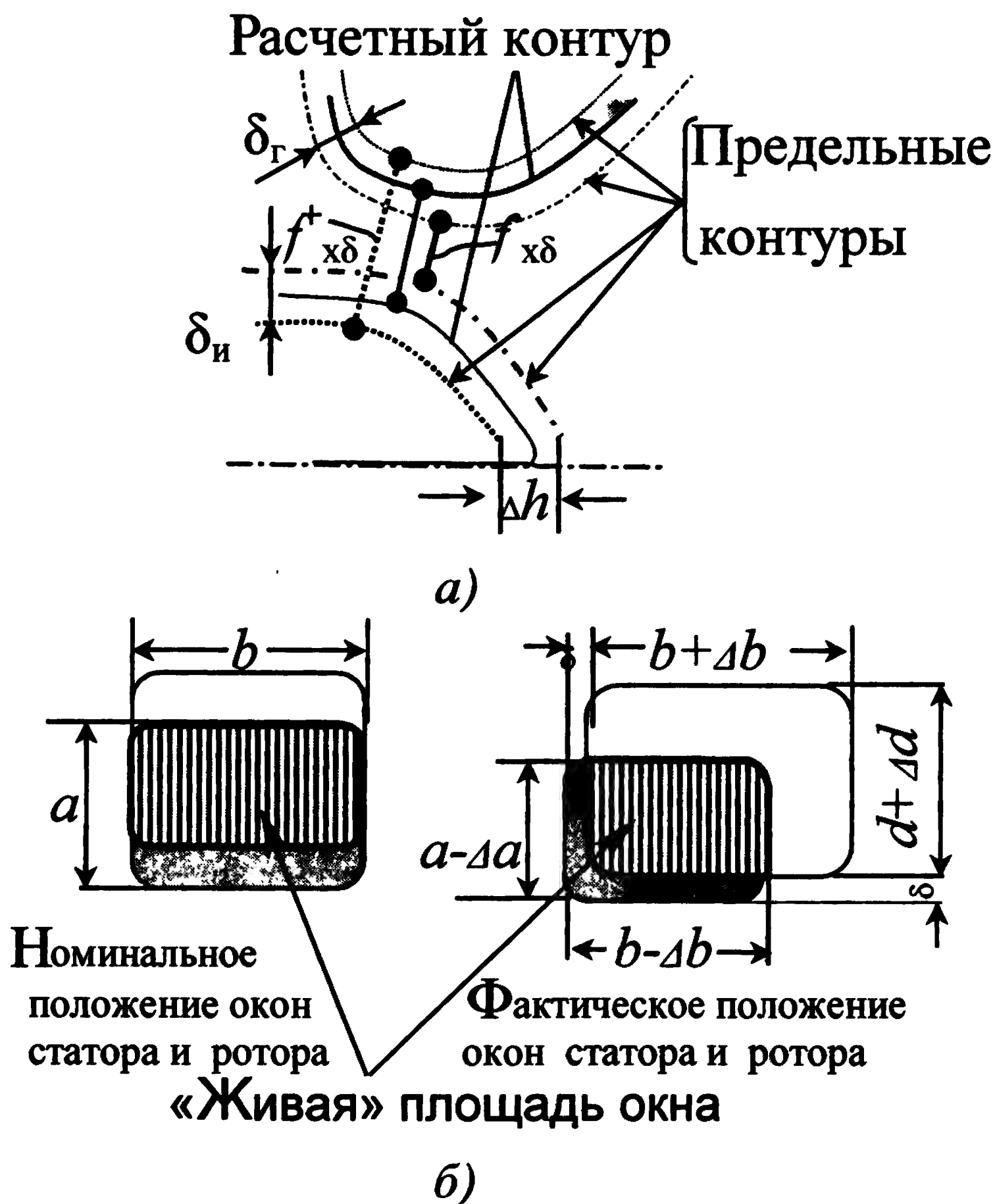


Рис. 8.49. Расчетные схемы регуляторов для оценки влияния погрешности изготовления:

a – для игольчатой схемы РР; b – для схемы «статор–ротор»

Выражение для оценки влияния технологических разбросов линейных размеров регулятора игольчатого типа при условии расположения номинальных размеров посередине поля допуска будет иметь вид

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \bar{F}_{\text{сл1}} = \sqrt{(\Delta \bar{F}_y)^2 + (\Delta \bar{F}_h)^2}, \\ \Delta \bar{F}_y = \pm \frac{0,5(\delta_r + \delta_n)}{f_0}, \\ \Delta \bar{F}_h = 1 - \left(1 - \frac{\Delta h}{h_0}\right) \frac{\sin \left\{ \arctg \left(\frac{2(h + \Delta h)}{D + d + 2R} \right) \right\}}{\sin \left[\arctg \left(\frac{2h}{D + d + 2R} \right) \right]}. \end{array} \right. \quad (8.13)$$

Аналогичный подход должен использоваться и для схем регулятора типа «ротор – статор». Для этой схемы на отклонение площади проходного сечения влияют: отклонение ширины и длины единичного окна, взаимного расположения окон статора и ротора относительно продольной оси, угловые смещения положения окон друг относительно друга и от номинального положения.

С учетом данного влияния радиального зазора результирующая зависимость будет иметь вид

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \bar{F}^- = \frac{(1 + \bar{F}'_{\text{заз}})}{(1 + \bar{F}_{\text{заз0}})} \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} (1 - \Delta \bar{a}_i - \bar{\delta}_i)(1 - \Delta \bar{b}_i - \bar{\delta}_i) - 1, \\ \Delta \bar{F}^+ = \frac{(1 + \bar{F}'_{\text{заз}})}{(1 + \bar{F}_{\text{заз0}})} \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} (1 + \Delta \bar{a}_i)(1 + \Delta \bar{b}_i) - 1. \end{array} \right. \quad (8.14)$$

В этих зависимостях заложена методическая погрешность определения площади критического сечения, поскольку физическая площадь будет представлять собой сложную пространственную поверхность, выпуклую в сторону потока (напоминающую форму подушки). Тем не менее для численного анализа эта погрешность не будет иметь принципиального значения, так как данная ошибка будет одинакова как для номинальных размеров, так и предельных. Кроме того, полные аналитические зависимости получаются весьма громоздкими. Воспользуемся характерными номинальными

ми размерами критического сечения ЭУТТ управляющего класса и сложившейся практики изготовления формообразующих деталей по 6, 7-му качеству. В результате типичных расчетов получим для игольчатого типа $\Delta \bar{F}^+ = 0,03$; $\Delta \bar{F}^- = -0,015$; для схемы «ротор–статор» $\Delta \bar{F}^+ = 0,04$; $\Delta \bar{F}^- = -0,06$.

Оценка влияния погрешности начальной установки регулирующего элемента и сопла при сборке. Учет влияния погрешности начальной (при сборке) установки регулирующего элемента в регуляторе необходим, поскольку возникает систематическая ошибка между реальным положением штока РМ и ожидаемой эффективной площадью. Особенно это важно для случая явной нелинейности $P = f(h_x)$. Начальное положение привода – механический и электрический нуль рулевого привода. Этому положению соответствует промежуточное положение иглы или ротора. Достигнутая относительная точность установки начального положения ИЭ, по данным ОКБ «Темп» и другим источникам, при пересчете на площадь критического сечения составляет 1,7 ... 2 %.

Оценка влияния температурного нагрева. Изменение площади критического сечения при фиксированном положении рулевого привода из-за теплового прогрева деталей конструкции регулятора с начальной температуры $T_{\text{ном}}$ до температуры ПС рассчитывается по зависимостям для линейного и объемного расширения конструкционных материалов по фактическим температурам деталей (горловины $T_{\text{гор}}$ и иглы $T_{\text{и}}$): $F_r = f(T, \alpha)$. Причем эти зависимости в явном виде являются функцией времени работы t (рис. 8.50):

$$\begin{cases} \Delta y(t) = 0,5 d_{\text{и}} \alpha(T, t) \Delta T(t), \\ \Delta x(t) = \int_0^l T(x) \alpha(T, x) dx, \\ \Delta r(t) = \int_0^h T(x) \alpha(T, r) dr. \end{cases}$$

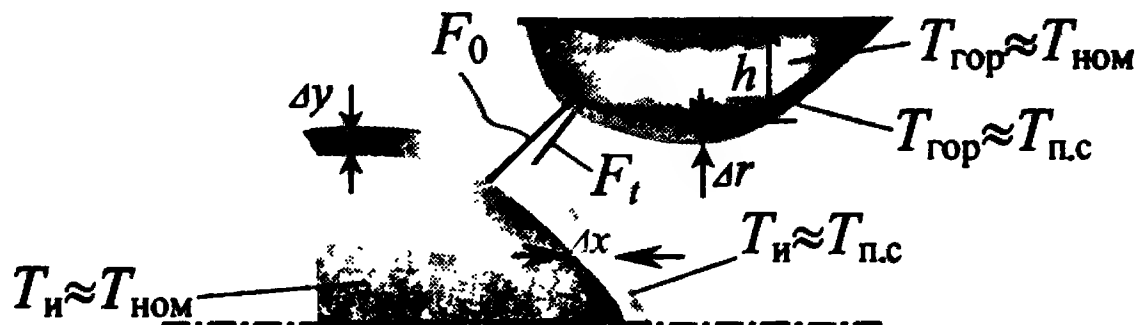


Рис. 8.50. Схема для учета влияния теплового нагрева на изменение площади $F_{кр}$

Полностью однородной можно считать только температуру иглы $T_{и}$ в поперечном сечении, совпадающем с расположением критического сечения, где на нее воздействуют максимальные тепловые потоки с температурой продуктов сгорания $T_{п.с}$. По длине иглы за счет оттока тепла и изоляции остальной части иглы от тепловых потоков возникает перепад температур, качественный характер которого в некоторый момент времени показан на рис. 8.51.

Поскольку критический вкладыш (образующий горловину регулятора) в отличие от иглы не может под действием теплового потока свободно расширяться наружу, то он вынужден деформироваться внутрь, т.е. к оси регулятора (рис. 8.52).



Рис. 8.51. Распределение температуры по длине иглы во время работы

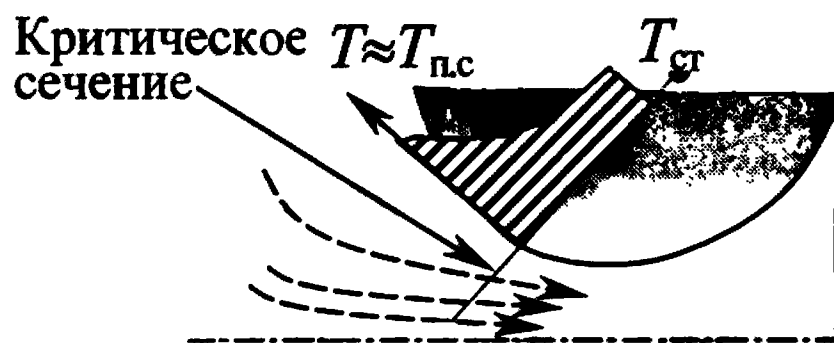


Рис. 8.52. Распределение температуры по толщине вкладыша во время работы

Принимаем, что используемые конструкционные материалы имеют малый коэффициент линейного расширения $\alpha = (2 \dots 4) \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}$. Подставляя в формулы численные значения линейных размеров формообразующих элементов, принятые коэффициенты линейного расширения и полагая, что $T_{п.с}$ в КС не более 2000 К и что для длительного времени работы перепад температур по игле составит не более 1000° , а по вкладышу не более 500° , получим следующий диапазон изменения площади критического сечения: $\Delta \bar{F}_T = -(0,012 \dots 0,03)$. Для РДУ (с $\nu = 0,8$) без обратной связи по давлению это приведет к увеличению давления на 6 ... 10 %, что свидетельствует о необходимости учета данного фактора.

Оценка влияния порога чувствительности привода на разбросы тяги и меры по повышению точности регулирования. Помимо вышеперечисленных факторов точность регулирования и стабилизации тяги в РДУ зависит от абсолютной величины перемещения h исполнительного элемента и минимально возможного шага δ , определяемого порогом чувствительности срабатывания рулевого привода. Порог чувствительности – отношение наименьшей величины изменения командного сигнала, вызывающего начало перемещения ИЭ к диапазону командного сигнала.

Анализ данных показал, что для различных приводов с аналоговым и цифровым управлением отношение δ/h составляет 0,006 ... 0,008.

При изменении площади F_x будет изменяться пороговая чувствительность изменения тяги $P_x / \bar{x}$. Выражение для определения $P_x / \bar{x}$ при традиционной схеме РР имеет вид

$$\frac{dP_x}{d\bar{x}} = \left(\frac{\nu}{1-\nu} \right) P_1 (1 - \Delta \bar{m}) \times \\ \times \left[\bar{P}^{\frac{\nu-1}{\nu}} \left(\frac{1 + \Delta \bar{m}}{1 - \Delta \bar{m}} \right)^{\frac{\nu-1}{\nu}} - 1 \right] \left\{ 1 - \bar{x} \left[\bar{P}^{\frac{\nu-1}{\nu}} \left(\frac{1 + \Delta \bar{m}}{1 - \Delta \bar{m}} \right)^{\frac{\nu-1}{\nu}} \right] \right\}^{\frac{1}{\nu-1}},$$

где $\overline{\Delta \dot{m}} = \Delta \dot{m} / \dot{m}$ – относительное изменение расхода для нерегулируемого критического сечения. Для численной оценки используем следующие данные: $\overline{\Delta \dot{m}} = 0,2$; $v = 0,8$; $\bar{x} = 0$, $\bar{x} = 1$, $\bar{P} = 4 \dots 10$. Полученные результаты сведены в табл. 8.8 в виде безразмерного параметра $\Omega = \frac{dP}{d\bar{x}} \frac{1}{P_y}$.

Как видно из табл. 8.8, с ростом глубины регулирования чувствительность регулирования исполнительного органа на парирование возмущений существенно ухудшается. Но даже при $\bar{P} = 4$ чувствительность на режиме максимальной тяги будет хуже в 9 раз, чем на режиме минимальной тяги. Пороговая чувствительность регулирования тяги определяется из выражения $\Delta P = AP \frac{\delta}{h}$. Например, если $\delta / h = 0,007$, $P_{уп} = 1$ кН, $P_m = 4$ кН, то $\Delta P_y = 8$ Н, а $\Delta P_m = 76$ Н. Таким образом, система управления не может обеспечить точность регулирования тяги маршевого режима с погрешностью менее 76 Н.

Одним из предлагаемых путей повышения точности стабилизации тяги РДУ может стать использование РР с разделением функции смены режимов и стабилизации расхода между двумя клапанами, работающими независимо друг от друга (рис. 8.53).

8.8. Чувствительность регулирования тяги для традиционной и предлагаемой двухклапанной схем

$\bar{P}$	$\Omega_{\text{трад}}$		$\Omega_{2\text{кл}} \text{ для } P_y$			$\Omega_{2\text{хкл}} \text{ для } P_m$			$\bar{F}_{12}$
	$\bar{x} = 0$	$\bar{x} = 1$	$\bar{x} = 0$	$\bar{x} = 0,5$	$\bar{x} = 1$	$\bar{x} = 0$	$\bar{x} = 0,5$	$\bar{x} = 1$	
4	1,156	10,85	0,311	0,42	0,575	1,68	2,45	3,65	1,447
6	1,352	21,08	0,300	0,41	0,575	2,70	4,07	6,34	1,616
8	1,480	33,08	0,289	0,40	0,575	3,72	5,76	9,28	1,744
10	1,572	46,48	0,278	0,39	0,575	4,86	7,70	12,80	1,860

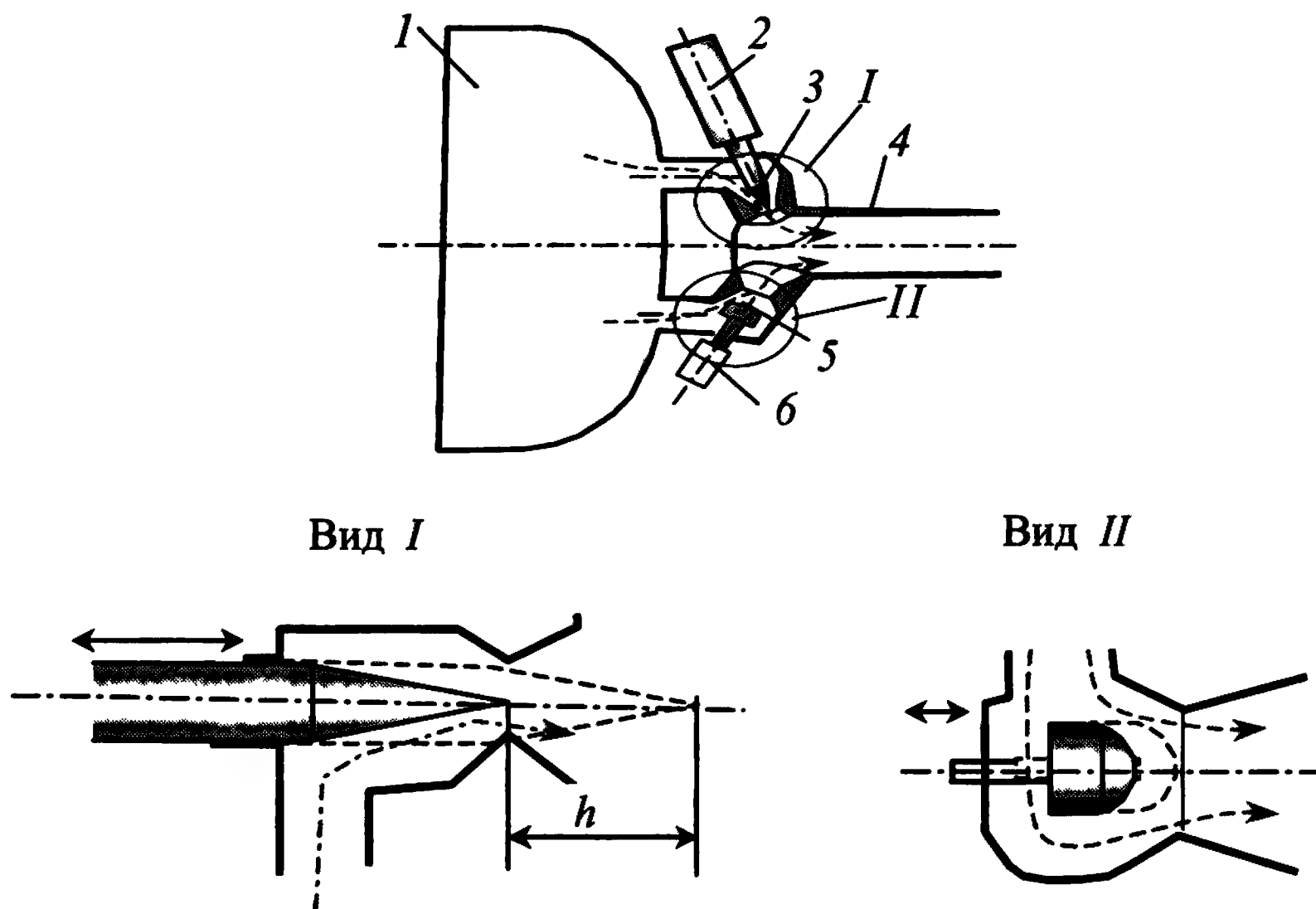


Рис. 8.53. Принципиальная схема двухклапанного РР с повышенной точностью стабилизации:

1 – ГГ; 2, 6 – рулевые приводы; 3 – стабилизатор расхода; 4 – выходной газопровод (коллектор); 5 – двухпозиционный клапан

В таком РДУ с моноблочным ГГ 1 переход с режима на режим осуществляется по сигналам командного блока системы управления переключением двухпозиционного клапана 5, а парирование возмущений модуля тяги – перемещением ИЭ стабилизатора расхода 3 с помощью рулевого привода 2 на величину x , пропорциональную сигналу рассогласования, поступающему от блока стабилизации системы управления. Оба клапана обеспечивают истечение продуктов сгорания в общий коллектор 4 и далее к управляющим сопловым блокам. Поскольку клапан смены режима имеет лишь две рабочие позиции, то его задействование более целесообразно проводить от электромагнитного привода 6 с ограниченным рабочим ходом. Это позволит сократить время срабатывания, а следовательно, время переходного процесса с режима на режим. Одновременно отпадает необходимость в начальной выверке положения регулирующего органа. Клапан стабилизации расхода может быть выполнен конструктивно аналогично обычным регу-

ляторам расхода, но с меньшими проходными сечениями. Прежде чем численно оценить повышение точности регулирования, определим необходимые соотношения площади клапана смены режима F_p и стабилизатора расхода F_c . Зададимся условием, что при номинальных уровнях тяг положение ИЭ стабилизатора обеспечивает среднее значение проходного сечения ($\bar{x} = 0,5$) $F_c = 0,5[(F_c)_{\max} + (F_c)_{\min}]$. Для простоты положим $(F_c)_{\min} = 0$, $\bar{x} = 0$.

После соответствующих преобразований получим зависимости для определения отношения максимальной площади стабилизатора к максимальной площади клапана смены режима

$$\bar{F}_{21} = \frac{(F_c)_{\max}}{F_{p.y}} = \left[1 - \left(1 - \Delta\bar{m}^{\frac{1-v}{v}} \right) \right] (1 - \Delta\bar{m})^{\frac{v-1}{v}}$$

и отношения площадей клапана смены режима на управляющей и маршевой тяге

$$\bar{F}_{12} = \frac{F_{p.y}}{F_{p.m}} = \frac{(1 - \Delta\bar{m})^{\frac{1-v}{v}}}{(1 - \Delta\bar{m})^{\frac{1-v}{v}} - 1 + \bar{P}^{\frac{v-1}{v}}}.$$

Для $\Delta\bar{m} = 0,2$ $\bar{F}_{21} = 0,115$, для $\Delta\bar{m} = 0,1$ $\bar{F}_{21} = 0,05$. Это означает, что доля максимальной площади проходного сечения стабилизатора расхода к суммарной площади составит $\sim 0,1$ и $0,05$ соответственно, т.е. через регулируемое критическое сечение будет проходить лишь очень небольшая часть продуктов сгорания твердого топлива. Значения $\bar{F}_{12}$ для разных тяг приведены в табл. 8.8. Используя величины $\bar{F}_{12}$ и $\bar{F}_{21}$, запишем выражение для оценки чувствительности тяги к относительному перемещению чувствительного элемента применительно к двухклапанному РР:

для режима минимальной тяги

$$\frac{d\bar{P}_{x1}}{d\bar{x}} = \left(\frac{v}{1-v} \right) P_1 \frac{\bar{F}_{21}}{1 + 0,5\bar{F}_{21}} \left[\frac{1 + \bar{F}_{21}(1 - \bar{x})}{1 + 0,5\bar{F}_{21}} \right]^{\frac{1}{1-v}};$$

для режима максимальной тяги

$$\frac{d\bar{P}_{x2}}{d\bar{x}} = \left(\frac{\nu}{1-\nu} \right) P_1 \frac{\bar{F}_{21}}{1+0,5\bar{F}_{21}} \left[\frac{1+0,5\bar{F}_{21}}{\bar{F}_{12}^{-1} + \bar{F}_{21}(1-\bar{x})} \right]^{1-\nu}.$$

Результаты расчетов представлены в табл. 8.8 для $\bar{x}$, равного 0; 0,5; 1, в виде безразмерного параметра $\Omega_{2x \text{ кл}} = \frac{dP_1}{d\bar{x}} \frac{1}{P_1}$.

Сопоставление данных для режима максимальной тяги показывает, что порог чувствительности для предлагаемого решения значительно снижается (для верхней границы регулирования это снижение составит не менее 3 – 3,5 раза), а следовательно, существенно улучшится точность отработки импульсов тяги.

Характеристики двухклапанного РР были рассмотрены без учета динамики РДУ. Поскольку динамика, оцениваемая по совокупности многих факторов (например, по инерционности реагирования ИЭ на парирование возмущений, величине перерегулирования, длительности переходных процессов), является наряду с точностью важнейшим критерием эффективности РДУ, то для объективной оценки рассматриваемого РР обязателен его анализ и по данному критерию. Остановимся лишь на качественной оценке динамики в сравнении с обычным РР. При сравнении клапанов на режиме стабилизации при одинаковых исходных условиях (свободном объеме ГГ, характеристиках твердого топлива, величине рабочего хода и скорости перемещения ИЭ, алгоритмов управления и т.д.) клапан режима стабилизации будет проигрывать по бы-

стродействию $\left(\frac{dF_c}{dt} \right)$. Скорость изменения F_c будет меньше ско-

рости изменения площади критического сечения сопла обычного регулятора F в $\left(1 + \frac{1}{\bar{F}_{01}} \right)$ раз (для данного случая примерно в

10 раз). Если для медленно изменяющихся процессов, влияющих на величину тяги, таких, как изменение коэффициентов теплопо-

терь или площади поверхности горения, ограничение значения $\frac{dF_c}{dt}$ не является критичным, то при импульсном или знакопеременном воздействии (например, связанном с особенностями горения твердых топлив на низком давлении) имеет первостепенное значение, потому что будет приводить к запаздыванию парирования происшедшего возмущения.

Однако этот недостаток вполне можно устранить, перейдя к РП с увеличенной скоростью перемещения штока. Такая возможность обусловлена несколькими факторами и прежде всего уменьшением линейных размеров поперечного сечения клапана стабилизации по сравнению с обычным РР. Для оценки уменьшения площади поперечного сечения ИЭ воспользуемся зависимостью

$$\frac{\Delta F_c}{F} = \frac{2(1 - \Delta \bar{m})^{\frac{1-v}{v}}}{\left(1 - \bar{P}^{\frac{v-1}{v}}\right) \left[2 - (1 - \Delta \bar{m})^{\frac{1-v}{v}}\right]}.$$

Необходимо также учесть, что для рассматриваемой схемы РР несколько меньше будут момент инерции ИЭ и сила трения.

Так как рабочий перепад давления на клапан стабилизации остается тем же самым по сравнению с обычным РР, то для увеличения скорости перемещения ИЭ необходим более мощный привод. Причем для указанных исходных данных мощность РП должна быть увеличена по сравнению с традиционной схемой примерно в 2 раза. При таком же увеличении мощности скорость штока РП можно увеличить в 10 раз, а следовательно, довести скорость изменения критического сечения F_c до характерной для традиционной схемы.

Таким образом, при неформальном подходе к созданию клапана стабилизации можно избежать ухудшения эффективности РДУ по динамике на режиме стабилизации.

Что же касается динамики РДУ при смене режима, то в предлагаемой схеме возможности влиять на переходный процесс в же-

лаемом направлении значительно расширяются по сравнению с традиционной схемой. Это связано с тем, что при смене режимов работают оба клапана, проходные сечения каждого из которых могут изменяться по специальным алгоритмам.

Преимуществами двухклапанного РР являются также менее жесткие требования к точности юстировки начального положения ИЭ, выборке люфтов в кинематической цепочке РП–ИЭ, большая параметрическая надежность (благодаря развязке сигналов на управление и стабилизацию режимов).

Эти преимущества достигаются ценой некоторого усложнения конструкции, появления узла коллектора, ухудшения характеристики истечения потока ПС из ГГ в коллектор. Однако в целом можно утверждать, что применение двухклапанного регулятора в РДУ целесообразно, особенно с точки зрения повышения точности регулирования тяги.

Таким образом, детально рассмотрены, проанализированы и в некоторых случаях численно рассчитаны погрешности определения фактической площади критического сечения в зависимости от различных факторов. После систематизации эти факторы были сведены в табл. 8.9.

8.9. Влияние различных факторов на разбросы эффективной площади критического сечения регулятора относительно номинального значения

Факторы	Случайные	Неслучайные
Коэффициент сужения μ	–	$\mu(h) = (0,001 \dots 0,004)$
Технологические разбросы изготовления	$\Delta \bar{F}_{\text{изг}} = +0,03 \dots -0,015$	–
Погрешность знания $F(h)$ в диапазоне регулирования h	$\Delta \bar{F}_{f(h)} = \pm 0,03$	$\Delta \bar{F}_{f(h)} = \pm 0,05$

Продолжение табл. 8.9

Факторы	Случайные	Неслучайные
Погрешность установки «0»	$\Delta \overline{F}_{уст0} = \pm 0,017$	–
Тепловые деформации	–	$\Delta \overline{F}_{T^{\circ}}(T, t) = -(0,012 \dots 0,03)$
Порог чувствительности	–	$\Delta \overline{F}_q = 0,01$
Отработка команд приводом	$\Delta \overline{F}_{пр} = 0,01$	–
Люфты и упругие деформации	–	$\Delta \overline{F}_л (\text{конс.} + T(t)) = 0,028$
Эрозия критического сечения	$\Delta \overline{F}_{эр} = +0,08 \dots 0,1^*$	–
Коэффициент потерь в сопле φ_1	$\Delta \overline{\varphi}_1 = \pm (0,002 \dots 0,004)$	–
Суммарные разбросы*	$\Delta \overline{F}_{\Sigma сл} = -0,076 \dots +0,091$	$\Delta \overline{F}_{\Sigma н.сл} = -0,11 \dots +0,08$
* Разгар, как и залипание (зашлаковка) критического сечения, не допускается. В расчетах эти факторы не учитываются. При создании регулятора разгар и зашлаковка должны исключаться техническими мерами.		

8.3.3. СТАБИЛИЗАТОР ДАВЛЕНИЯ

Стабилизатор давления (СД) является одним из основных узлов авторегулируемого двигателя. Возможны две схемы СД: чисто механический (МСД) и электростабилизатор. В МСД (рис. 8.54) чувствительным элементом является, например, сильфон, внутренняя полость которого имеет газовую связь с ресивером. Командным блоком служит пружинно-рычажная система, кинематически связанная с дном сильфона и исполнительным элементом РР СД, например заслонкой.

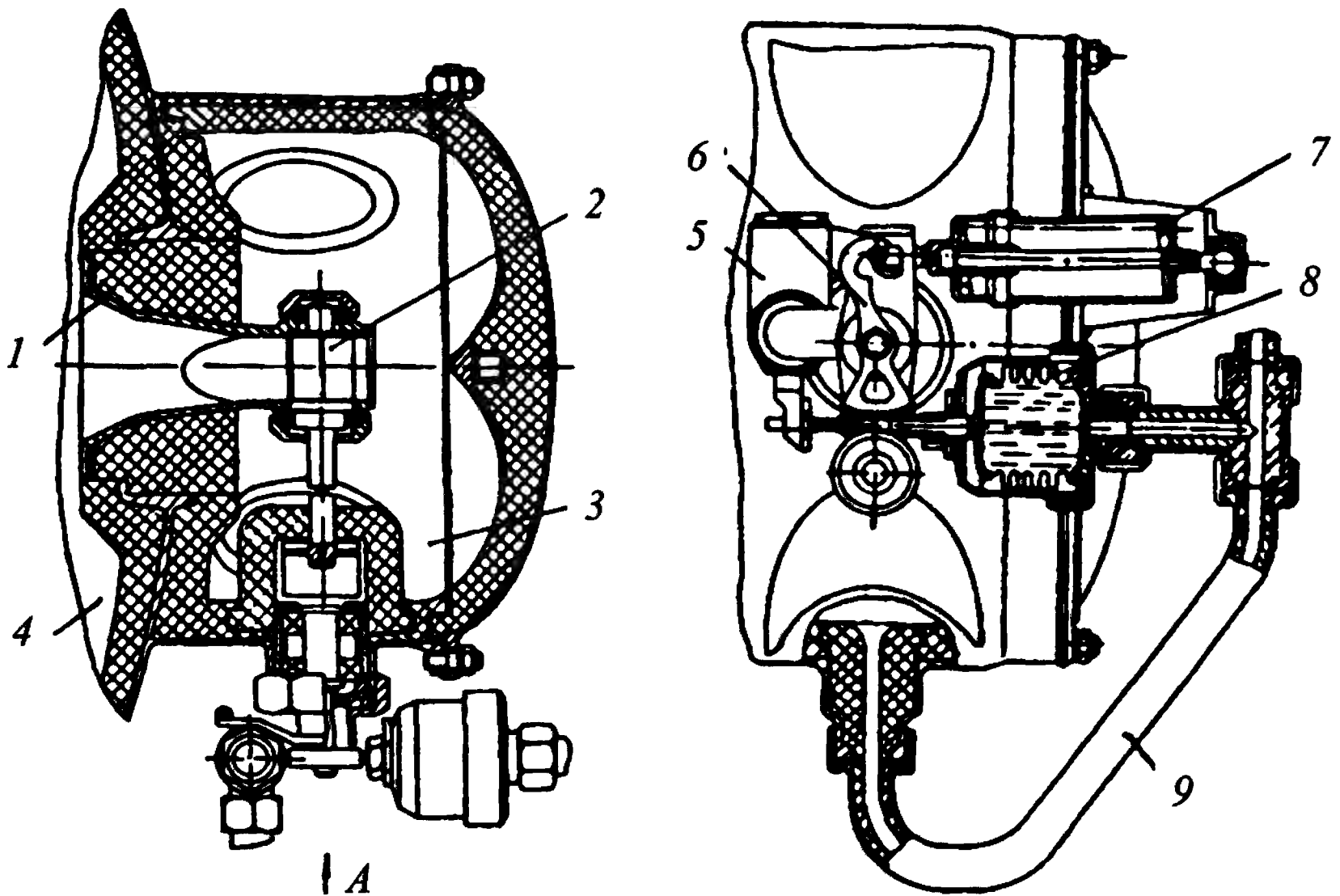


Рис. 8.54. Механический стабилизатор давления:

1 – газовод; 2 – заслонка; 3 – ресивер; 4 – камера сгорания;
 5 – фиксатор заслонки в исходном положении; 6 – сектор-качалка;
 7 – пружина; 8 – сильфон; 9 – газоход

В ЭСД (рис. 8.55) чувствительным элементом является электрический датчик давления (ЭДД), командным блоком – электронное сравнивающее устройство (ЭСУ), которое в соответствии с величиной и направлением отклонения давления в ресивере от заданного, заложенного в электронную память блока, вырабатывает сигнал на рулевой привод РР СД.

Достоинством МСД является полная автономия от бортовых источников энергии и меньшая, чем у ЭСД, масса. Однако разбросы давления, обусловленные работой МСД, в 2 – 3 раза выше, чем при работе ЭСД.

СД позволяет снижать разбросы давления газа не только в ресивере, но и в камере сгорания АРД при применении в нем топлива с высокой чувствительностью скорости горения к давлению ($v = 0,7 \dots 0,9$). Разбросы давления в ресивере определяются главным образом характеристиками СД, а именно:

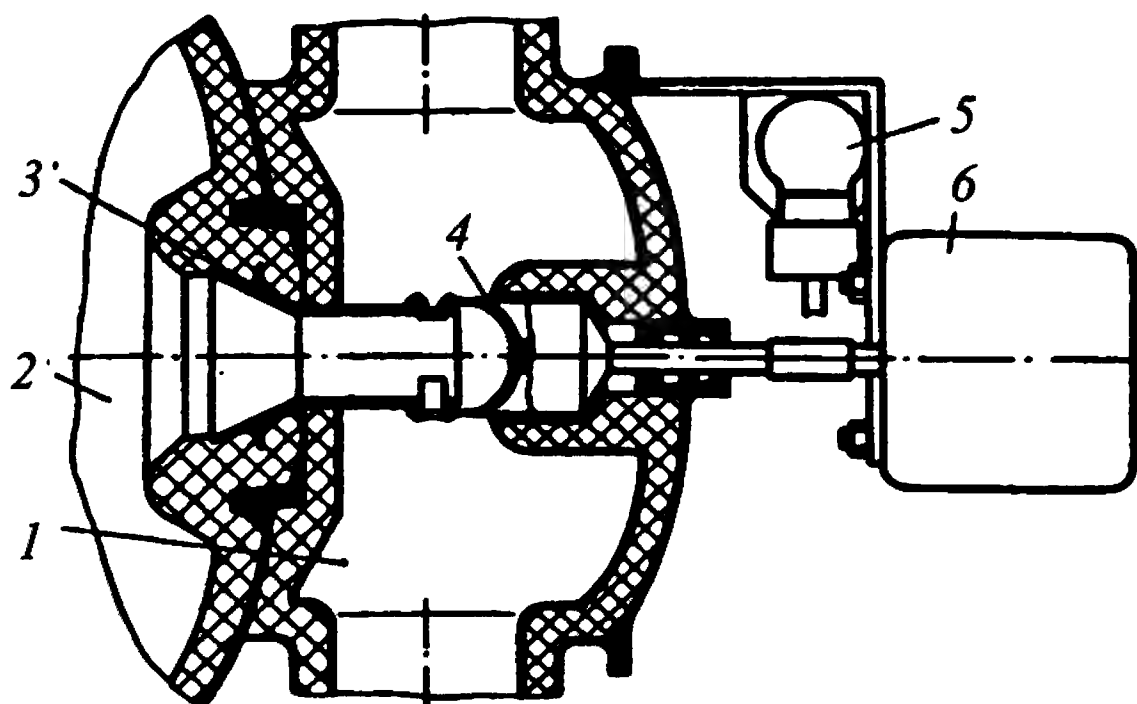


Рис. 8.55. Электростабилизатор давления:

1 – ресивер; 2 – камера сгорания; 3 – газопровод; 4 – регулятор расхода (ротор); 5 – датчик давления; 6 – рулевой привод

- для МСД – величиной и разбросами сил трения в подвижных элементах, разбросами жесткости сильфона, точностью и качеством изготовления деталей СД, жесткостью и люфтами в кинематике и т.д.;

- для ЭСД – точностью ЭДД, разбросами характеристик ЭСУ, точностью отработки команд рулевым приводом и т.д.

Например, для АРД с перечисленными ОХ при ЭСД разброс давления в ресивере $\Delta \bar{p}_{\text{рес max}}$ составляет $\pm 3,3 \%$ при МСД $\pm 8,8 \%$ на маршевом режиме и $\pm 6,3 \%$ на управляющем режиме.

8.3.4. СОПЛОВЫЕ УПРАВЛЯЮЩИЕ БЛОКИ

Стремление к реализации высокоэффективных РЭУ приводит к необходимости создания сопловых управляющих блоков (СУБ) нестандартной конструкции.

Для ориентации объекта в пространстве целесообразно ось соплового блока относить на максимальное плечо от центра масс. Решить эту задачу можно с помощью выдвижного управляющего сопла, конструкция которого приведена на рис. 8.56.

Схемы конструктивного исполнения сопловых управляющих блоков, целесообразных для применения в регулируемом двигателе, приведены на рис. 8.57.

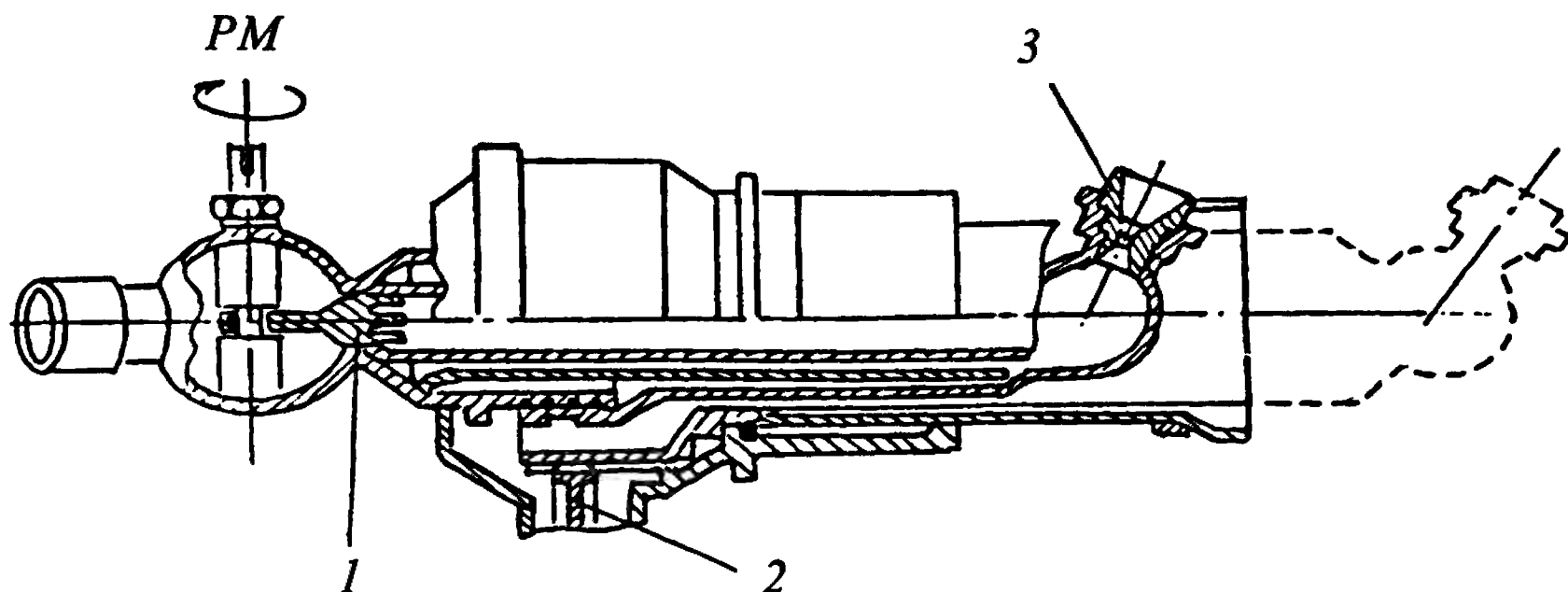


Рис. 8.56. Выдвигное вращающееся управляющее сопло:
 1 – регулятор расхода; 2 – узел вращения; 3 – выдвигной блок

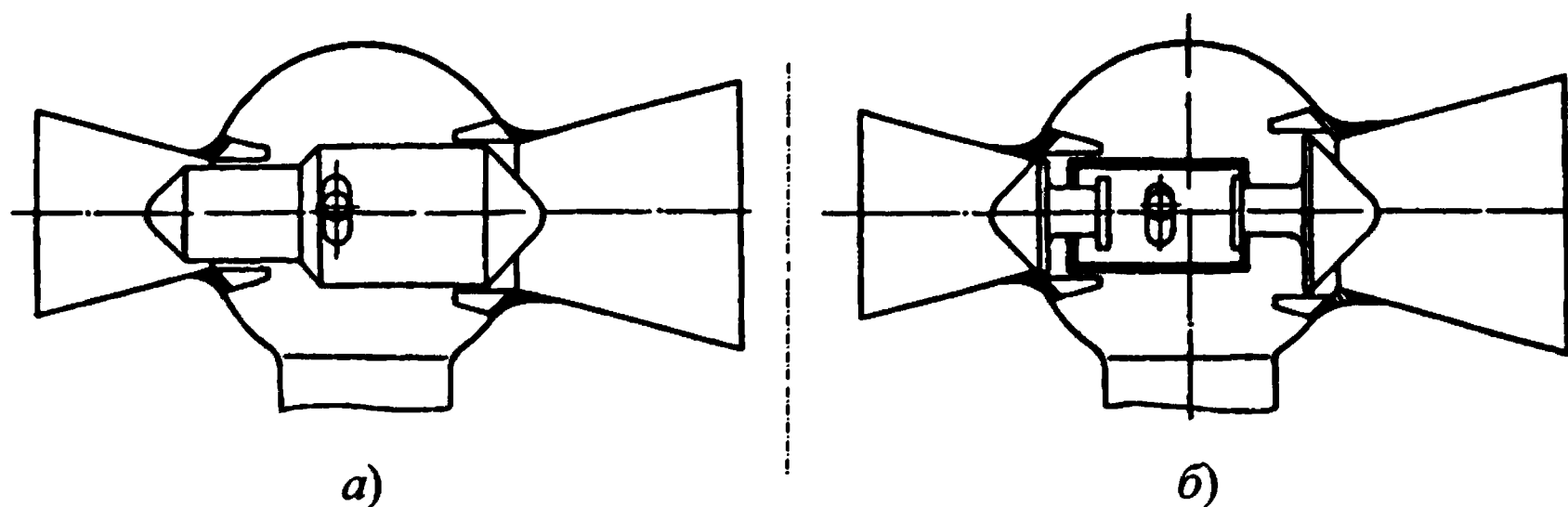


Рис. 8.57. Схемы конструктивного исполнения бинарных СУБ

Перемещение исполнительных элементов бинарных СУБ осуществляется рулевыми машинками. На рис. 8.57, а показан обычный вариант, а на рис. 8.57, б – вариант с осевой развязкой.

Резкое снижение нагрузки на привод, а следовательно, и массы рулевого привода может быть достигнуто за счет использования схемы СУБ с гарантированной величиной утечек продуктов сгорания. При этом утечки обусловлены либо введением гарантированных зазоров между трущимися поверхностями заслонки сопла и направляющей, либо введением в конструкцию специальных разгрузочных устройств, снижающих нагрузку на привод.

Открытие и закрытие клапана в сопле с дискретным действием (рис. 8.58) осуществляется с помощью шарика, опускающегося или поднимающегося золотник.

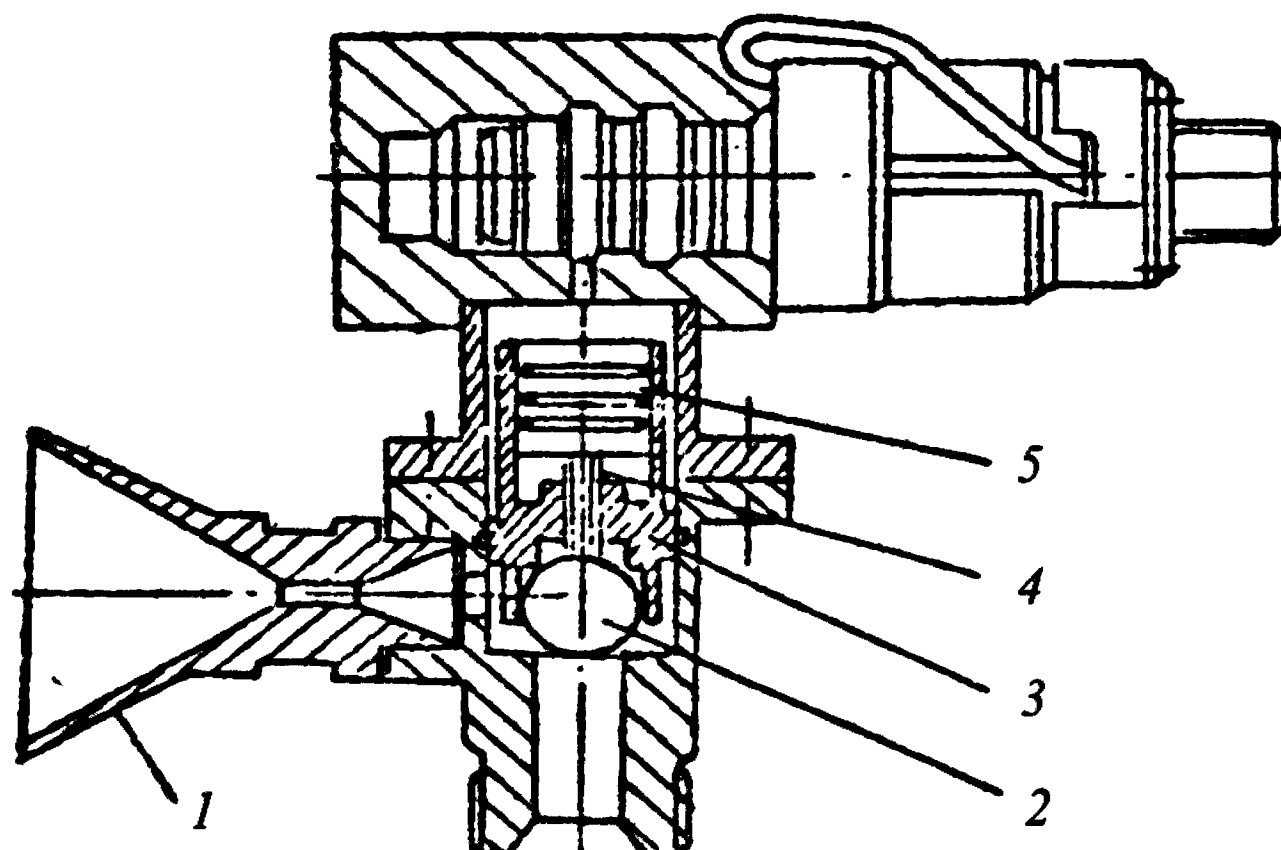


Рис. 8.58. Сопло с клапаном перепуска газа:

1 – сопло; *2* – шарик; *3* – направляющая; *4* – золотник; *5* – поршень

В положении «открыто» в клапан поступает газ и истекает через сопло *1*. При этом соленоид закрывает впускной канал в верхнем корпусе, и шарик *2* садится на седло направляющей *3*, тем самым перекрывая вход газов через окно нижнего корпуса. В положении «закрыто» соленоид открывает впускной канал в верхнем корпусе, и газ по специальному газоводу перетекает в полость между верхним корпусом и поршнем *5*. При этом поршень начинает двигаться во втулке и через золотник *4* действует на шарик *2*, перекрывая тем самым вход в клапан.

Сопловой блок двустороннего действия с клапаном перепуска газа (рис. 8.59) состоит из следующих основных деталей: полусферы *1*; полусферы *4* с пилоном *2*; двух втулок *6*, соединенных с помощью поршня *7*; двух сопл *5*, закрепленных во втулках *9*. Полусферы уплотнены с помощью металлического пружинного кольца *3*; втулки *6* уплотняются в пилоне с помощью поршневых колец *8*. На пилоне установлены два электроклапана двойного действия. Клапаны работают следующим образом. При срабатывании одного из клапанов воздух (горячий газ) попадает в запоршневую полость и начинает давить на втулку *6* с поршнем *7*. Втулка с поршнем перемещается в крайнее положение и закрывает критическое отверстие в сопле. Так как втулки жестко связаны друг с

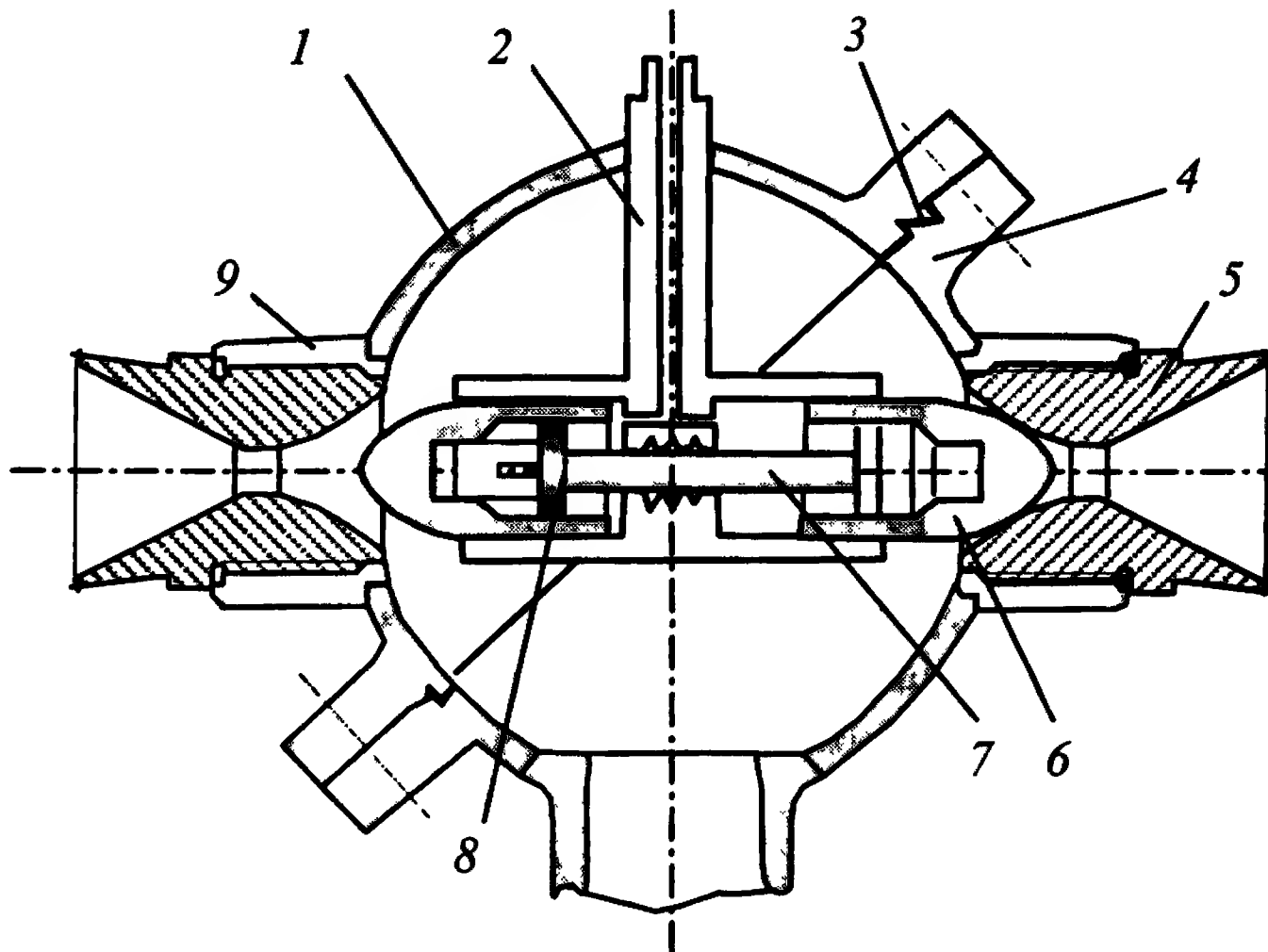


Рис. 8.59. Сопловой блок двустороннего действия:

1, 4 – полусферы; 2 – пилон; 3 – уплотнительное кольцо; 5 – сопло; 6 – регулирующие втулки; 7 – поршень; 8 – поршневое кольцо; 9 – втулка

другом с помощью поршня, то другая втулка открывает критическое сечение во втором сопле. При переключении электроклапанов происходит перемещение втулки в другое крайнее положение, и первое сопло открывается, а второе закрывается, т.е. происходит управление перепуском газа, который постоянно поступает через присоединенный фланец полусферы 1.

Регулирование площади критического сечения сопла, изображенного на рис. 8.60, осуществляется за счет перемещения поршня 1, соединенного с центральным телом 2. Перемещение поршня осуществляется с помощью гидравлического привода 3.

Конструкция регулируемого сопла с использованием встроенного в ЦТ газовым приводом представлена на рис. 8.61.

Основным узлом РЭУ отдельного снаряжения является камера дожигания (КД) с соплом (рис. 8.62).

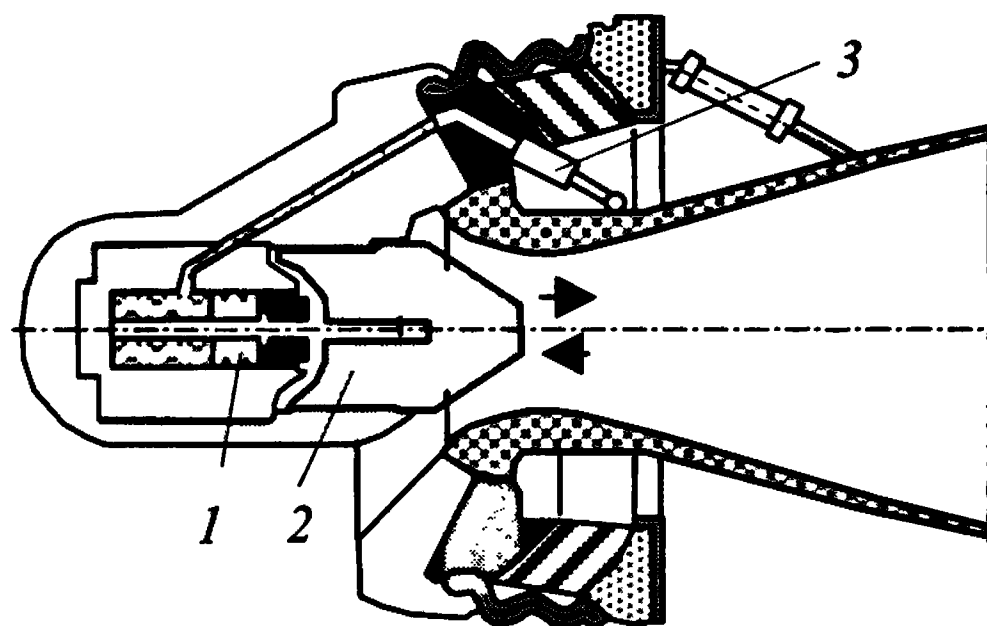


Рис. 8.60. Регулируемое сопло с гидравлическим приводом:
1 – поршень; *2* – ЦТ; *3* – гидропривод

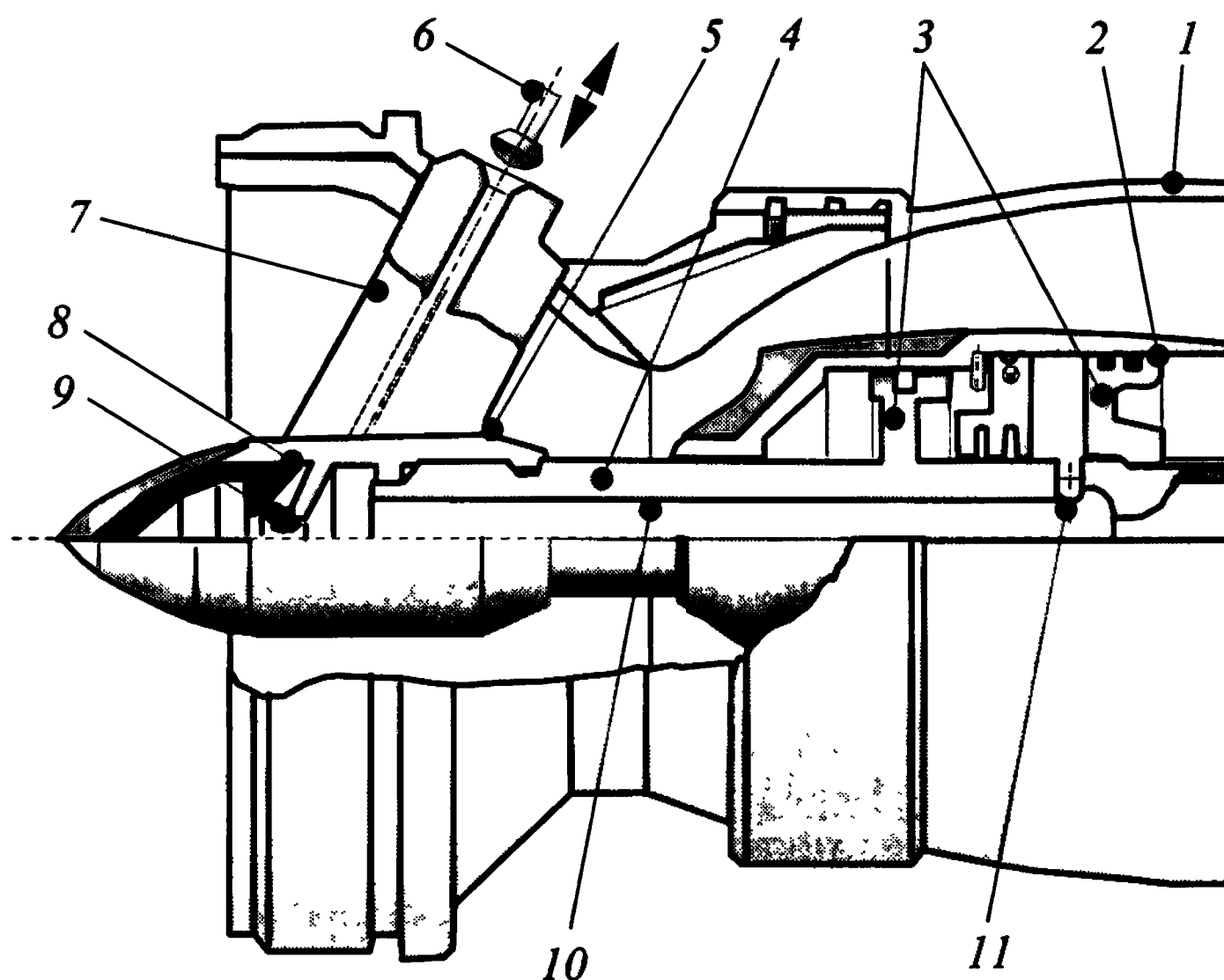
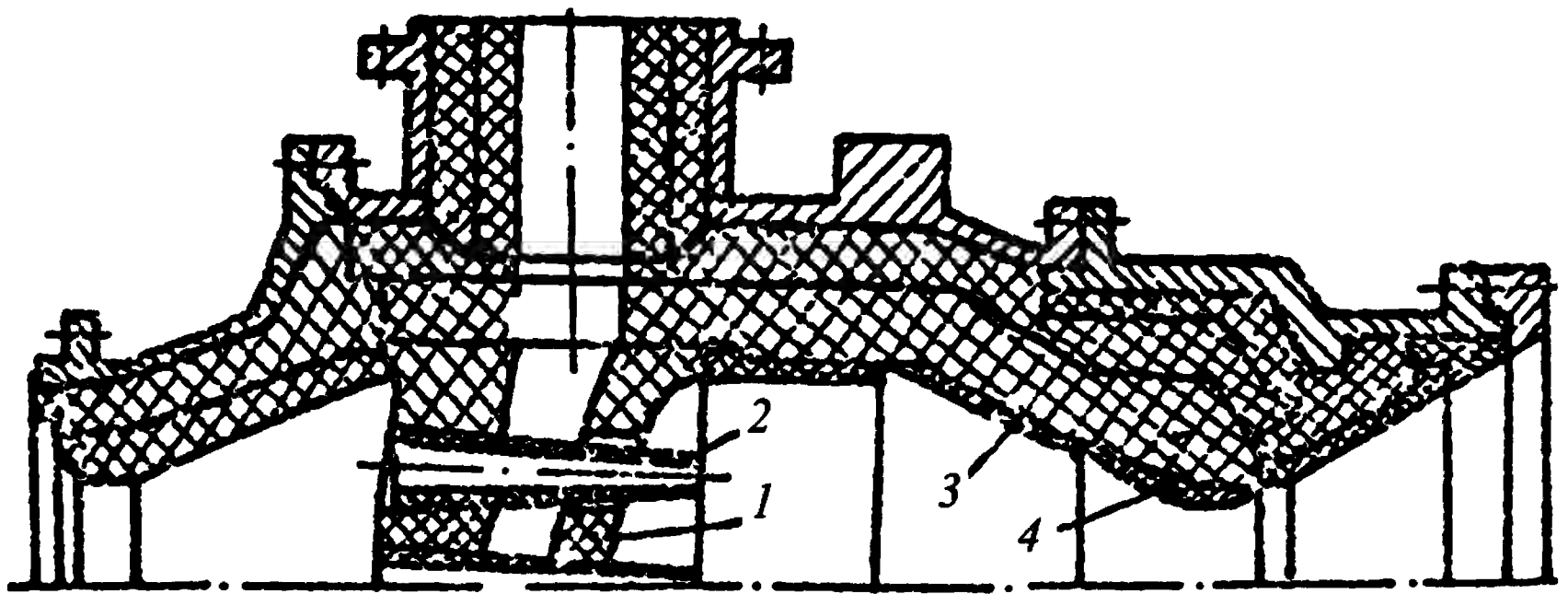


Рис. 8.61. Конструкция регулируемого сопла с встроенным газовым сервоприводом:
1 – корпус с профилированным раструбом; *2* – подвижное ЦТ; *3* – неподвижные поршни; *4* – шток; *5* – втулка; *6* – регулируемый выходной дроссель с соплом, заслонкой и ЭМП; *7* – пилоны; *8* – тангенциальные каналы отбора газа; *9* – входной жиклер; *10* – центральный канал; *11* – радиальные каналы для подвода газа в управляющую полость привода



**Рис. 8.62. Конструкция камеры дожигания РЭУ
раздельного снаряжения:**

1 – дно КД; *2* – форсунка; *3* – облицовка; *4* – критическое сечение

КД состоит из трех разъемных частей: входного раструба, рабочей полости камеры со смесительным устройством и соплового блока. Смесительное устройство представляет собой систему равномерно размещенных по поперечному сечению камеры коаксиально расположенных друг относительно друга струйных форсунок горючего и окислителя. При этом газы окислителя поступают в рабочую полость камеры по внутреннему каналу трубок-форсунок *2*, а газы горючего – через кольцевые зазоры между дном *1* и трубками.

Материал для внутреннего покрытия многослойной оболочки камеры дожигания должен обладать следующим комплексом свойств:

- высокой температурой плавления;
- высокой механической прочностью, особенно при высоких температурах;
- устойчивостью к тепловым ударам;
- эрозионной стойкостью;
- стойкостью к химическому воздействию.

Перечисленным комплексом свойств обладают некоторые карбиды, окислы, нитриды, бориды тугоплавких металлов и графит (рис. 8.63).

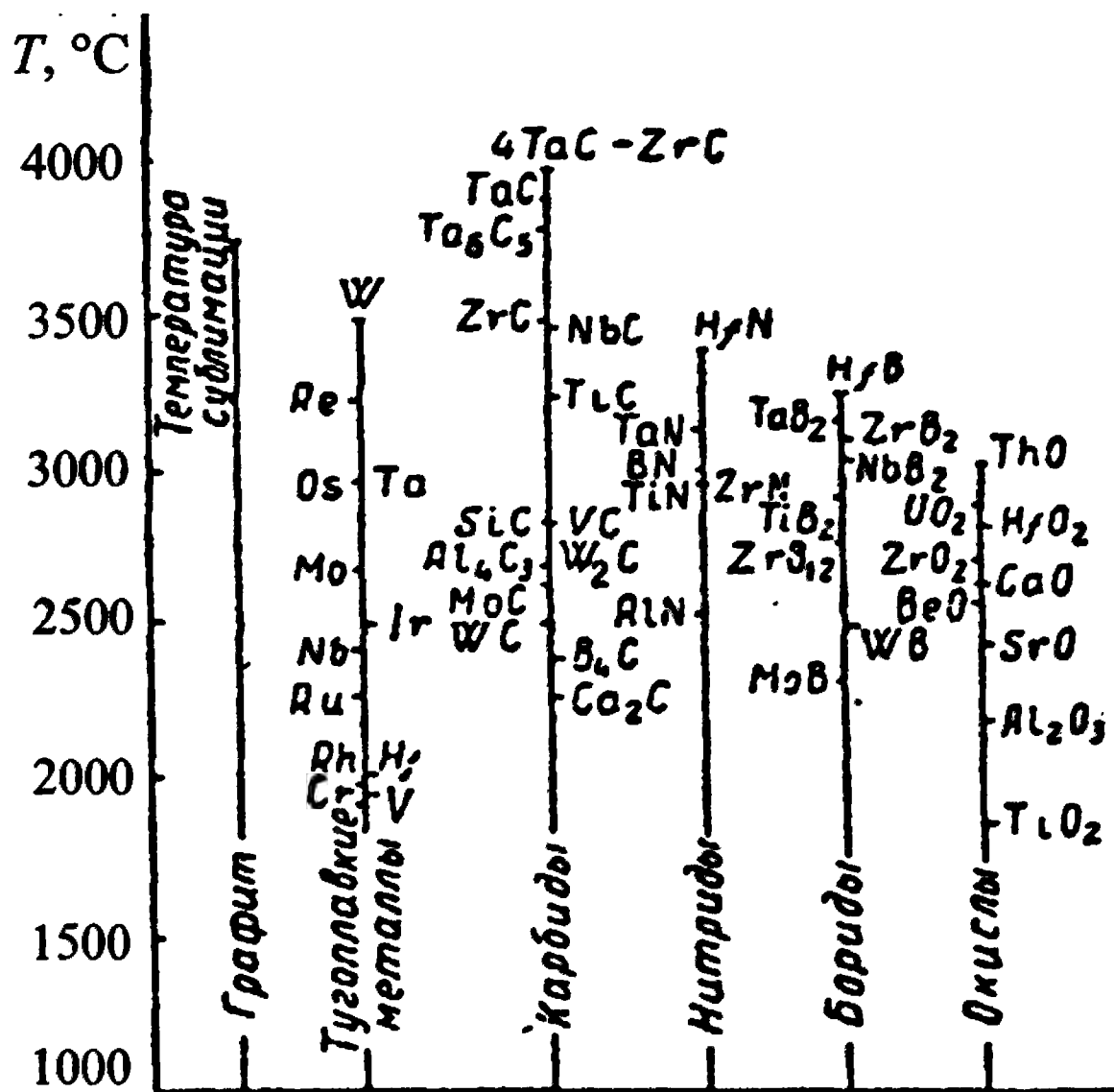


Рис. 8.63. Температуры плавления некоторых материалов

Опыт показывает, что нитриды и бориды, обладая высокой температурой плавления, недостаточно стойки к воздействию кислорода. Большинство окислов обладает значительной тугоплавкостью и хорошим сопротивлением эрозии, но они плохо сопротивляются тепловым ударам. Такие металлы, как молибден и вольфрам, обладают высокими температурами плавления, но они частично склонны к окислению, а также дороги и дефицитны.

Одним из перспективных термостойких материалов является графит, особенно рекристаллизованный графит и пирографит. К числу основных преимуществ графита относятся: высокая устойчивость к тепловому удару, увеличение механической прочности почти в два раза при нагреве от 20 до 3000 °C, высокая температура сублимации 3700 °C (пирографит), плавления 4000 °C (рекристаллизованный под давлением графит).

С учетом опыта экспериментальной отработки детали облицовки 3 (см. рис. 8.62) и смесительного устройства целесообразно изготавливать из медносилицированного графита марки ПГ-МС

или боросила. Форсунки окислителя следует изготавливать из кермета на основе порошкового вольфрама и двуокиси гафния, а вкладыш критического сечения сопла 4 – из ПГ-МС. Для неразъемного соединения деталей применим клей ВТК-ВК.

8.4. КЛАПАНЫ

К клапанам, как и к регуляторам расхода, предъявляются следующие основные требования:

- уровень надежности функционирования не ниже 0,997;
- минимальные массы и габаритные размеры;
- ограничение потребляемой мощности;
- линейность выходных характеристик;
- высокое быстродействие.

Высокая температура газа может привести к следующим негативным последствиям:

- потере механической прочности корпусных деталей, валов, рычагов и т.д.;
- нарушению герметичности неподвижных соединений;
- нарушению функционирования элементов с фиксированными зазорами;
- нарушению электрической изоляции обмоток сервоприводов;
- потере магнитных свойств магнитопроводов.

Выбор конструкционных материалов в клапане зависит от его функционального назначения и уровня тепловых потоков, воспринимаемых частями клапана.

Корпус клапана должен быть легким и технологичным. При нагреве до 800 ... 1000 К корпус должен сохранять работоспособность [87]. В противном случае может быть нарушена размерная цепочка элементов газораспределителя и герметичность резьбовых соединений. При герметизации резьбовых соединений в местах интенсивного нагрева особое внимание следует уделять контактными парам, так как некоторые материалы (например, медь и титан) в результате взаимной диффузии образуют эвтектический сплав, температура плавления которого значительно ниже температуры плавления каждого контактируемого материала. В данном случае вместо меди может быть применена сталь АРМКО.

В качестве конструкционных материалов при изготовлении корпусов в основном применяются коррозионно-стойкие стали, при необходимости внутренняя поверхность защищается теплозащитным покрытием, наносимым напылением (например, АГ-4В) или выкладкой (АГ-4С).

Газораспределители и сопловые вкладыши находятся в зоне наиболее интенсивного нагрева, и их температура приближается к температуре газа (1100 ... 1500 К). Поэтому газораспределитель и сопловые вкладыши должны быть выполнены из материала, имеющего высокую температуру плавления, эрозионную стойкость и низкий коэффициент линейного расширения, например сплав № 307, ВНС-15 (ЭП-766), сплавы молибдена (ВМ-2, МВ-15-МП, ВМ-1М), ниобия (ВН-4, ЛН-1, ВМ-7). Вал, соединяющий газораспределитель с якорем электромагнитного привода, во время работы подвергается знакопеременным нагрузкам. Вследствие этого он должен быть изготовлен из материала, допускающего упругие деформации при температурах 800 ... 900 К, например из сплава 2Х13.

Обеспечение герметичности подвижных соединений (валов, штоков и т.д.) во многом определяет надежную работу электромагнитных клапанов. Конструкция уплотнительных узлов может быть выполнена на основе металлических манжет, работающих в пределах упругих деформаций как при нормальной температуре, так и при температуре 800 ... 900 К, а также втулок из пластичного графита (типа ПГМ).

Особое внимание следует уделять проблеме ограничения нагрева электромагнитного привода. При прогреве обмотки до температуры 450 К существенно (до 1,5 раза) уменьшается тяговая сила магнита и имеет место нарушение электрической изоляции проводов. Поэтому электромагнитный каскад стремятся вынести из зоны нагрева, минимизируя тепловые потоки по корпусу за счет увеличения его температурного сопротивления, а со стороны газового потока – постановкой «отбойных» шайб из материалов с низкой теплопроводностью (титана, пластмасс и т.д.).

8.4.1. МЕХАНИЧЕСКИЕ КЛАПАНЫ

Главные требования, предъявляемые к клапанам, периодически перекрывающим газовую магистраль, – минимальная мощность привода и высокая герметичность при многократном срабатывании. Конструкция клапана роторного типа показана на рис. 8.64. Шаровая заслонка 1 представляет собой обработанную с высокой чистотой и минимальными отклонениями сферу из ниобиевого (5ВМЦ-2) или молибденового (ЦМ-2А) сплавов. Герметичность клапана в закрытом положении обеспечивается прижимной втулкой 2, включающей графитовый вкладыш, облицовку и герметизирующий элемент из углеситалла УСБ-15. Характер изменения величины шарнирного момента при открытии и закрытии клапана показан на рис. 8.65.

Периодическое перекрытие газовой магистрали может быть осуществлено двухпозиционным газовым клапаном (рис. 8.66).

Пускоотсечной клапан (рис. 8.67) предназначен для герметизации отдельных газогенераторов как до, так и после окончания работы при их последовательном срабатывании.

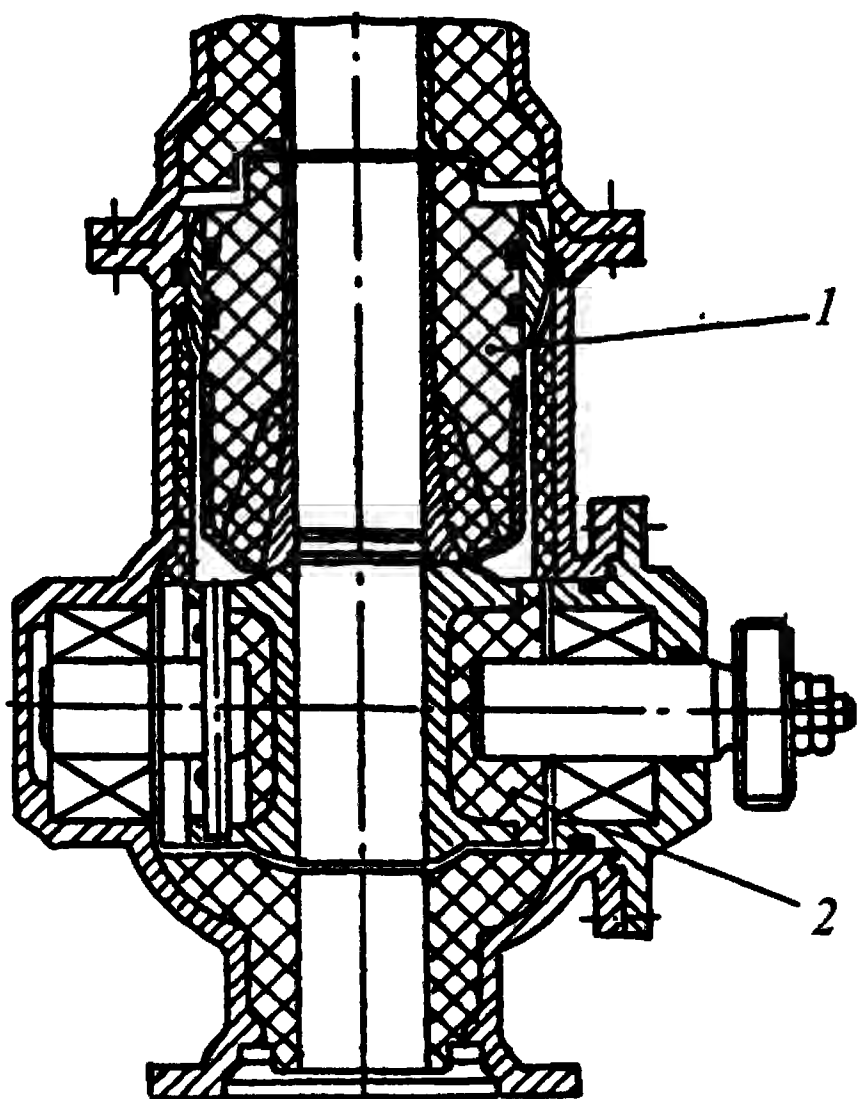


Рис. 8.64. Пускоотсечной клапан роторного типа:

1 – шаровая заслонка;
2 – прижимная втулка

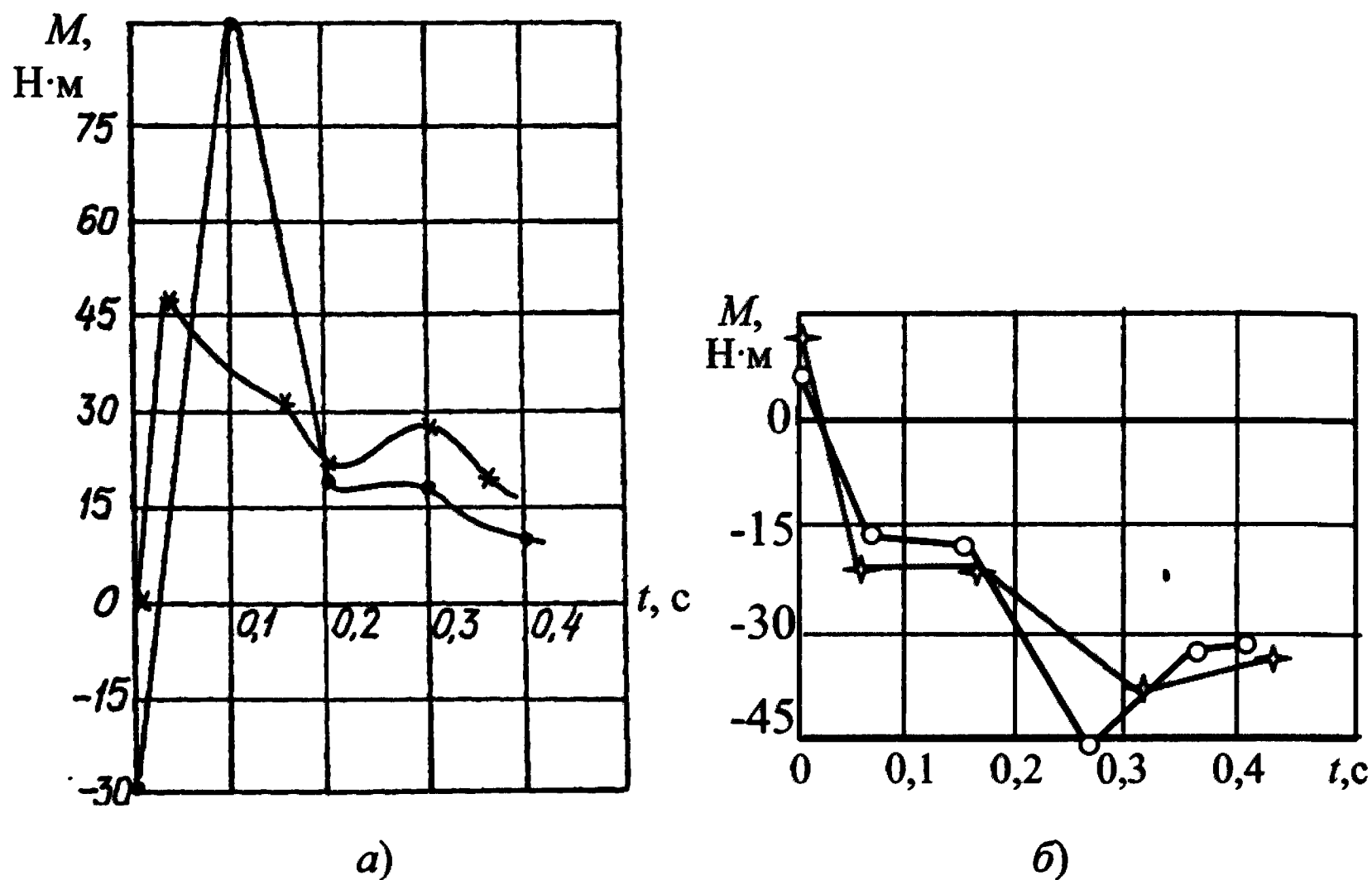


Рис. 8.65. Изменение момента при открытии (а) и закрытии (б) клапана:

○ — первое открытие-закрытие;
 ✦ — второе открытие-закрытие

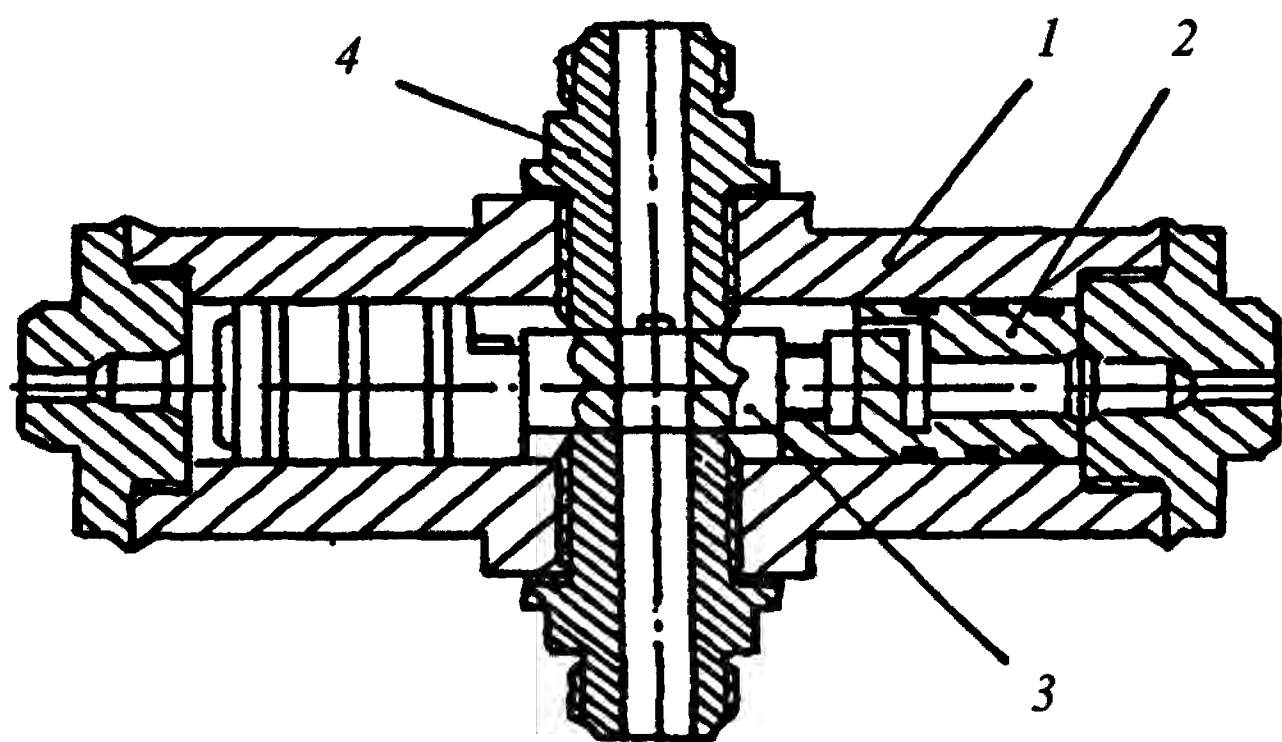


Рис. 8.66. Конструкция двухпозиционного газового клапана:

1 — корпус; 2 — поршень; 3 — челнок; 4 — штуцер

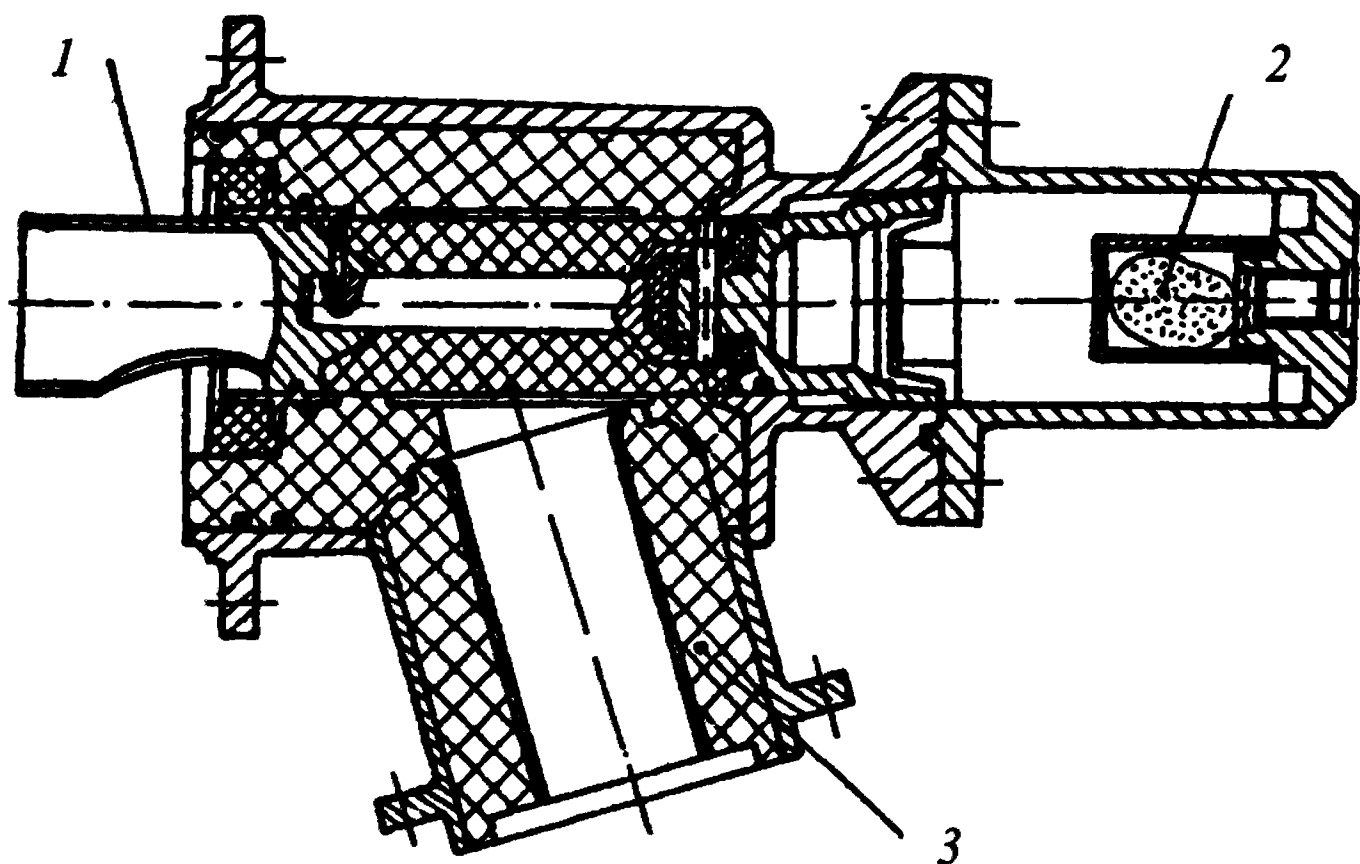


Рис. 8.67. Пускоотсечной клапан в исходном положении:

1 – подвижный поршень (ЦМ-6); *2* – пороховая навеска;

3 – отводящий патрубок

Открытие клапана происходит за счет повышения давления в камере сгорания газогенератора, а его закрытие – за счет заклинивания подвижного поршня при срабатывании пороховой навески.

Конструкция предохранительного клапана, примененного в авторегулируемом двигателе, показана на рис. 8.68. Клапан обеспечивает в закрытом положении высокую герметичность, высокую точность давления открытия, динамическую устойчивость во время срабатывания и термоэрозионную стойкость в условиях длительного воздействия (~ 400 с), высоких температур (~ 2000 К) при нескольких десятках циклов срабатывания.

Клапан нормально закрытый, прямого действия, полноподъемный ($h \geq 0,4d_c$), пружинного типа, с поворотом газа перед замыкающим органом и уплотнением контактных пар «на нож». Кромка контактной поверхности на седле *1* выполнена по радиусу. Седло и тарель *3* клапана выполнены из молибденового сплава. Тарель за счет шарнирного соединения со штоком *4* обеспечивает самоцентрирование при закрытии клапана. Уплотнение пары седло – ТЗП корпуса *2* также «на нож». Кольцевой нож, выполненный на максимальном диаметре седла, врезается в ТЗП при установке и закреплении клапана на рабочем месте.

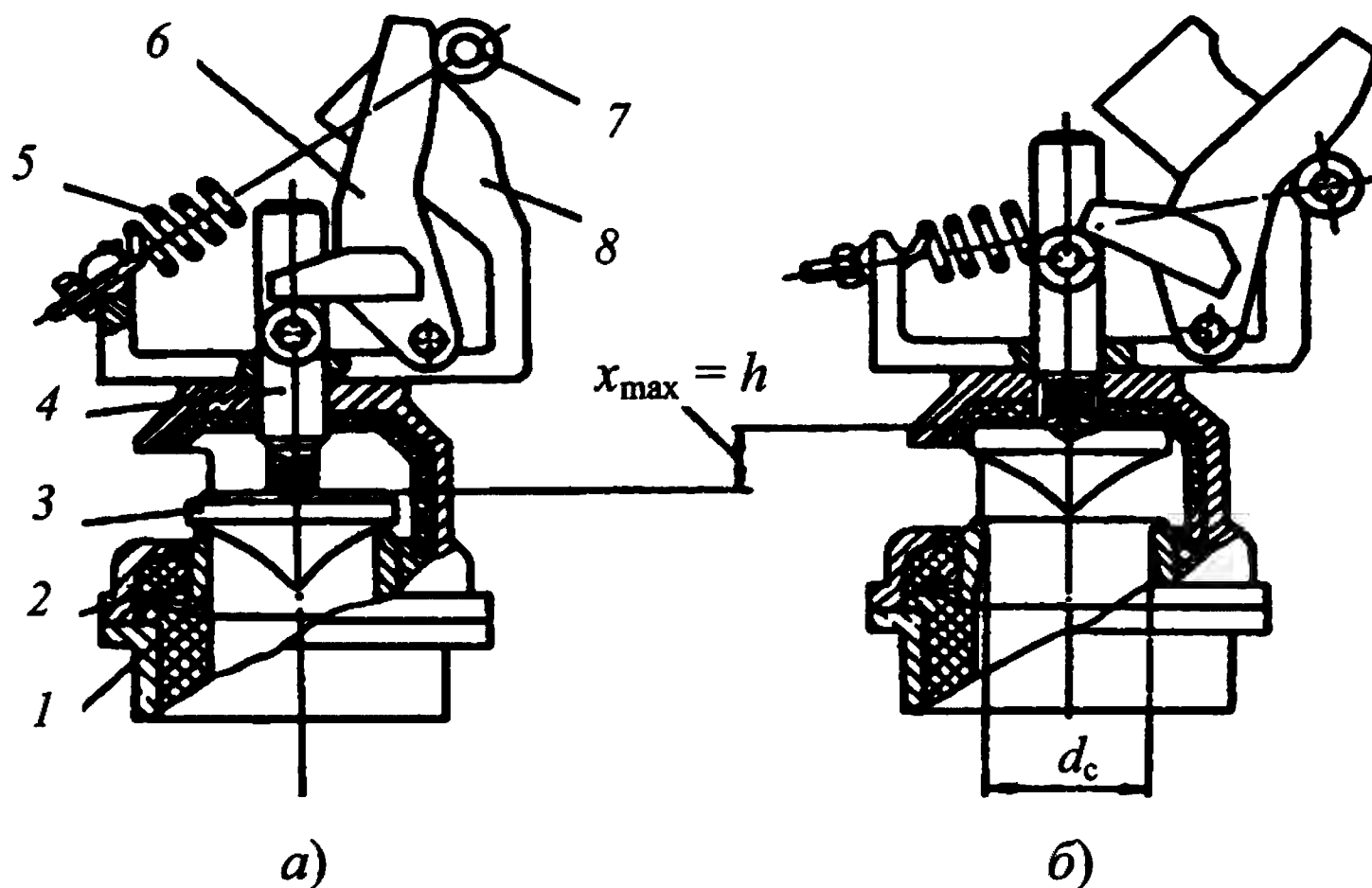


Рис. 8.68. Предохранительный клапан:
а – в закрытом положении; *б* – в открытом положении

Силовым элементом клапана является пружинный копирово-вально-рычажный механизм, имеющий двуплечий рычаг *б*, свя-занный с пружиной *5* с помощью пальца *7*. При этом палец пере-мещается по направляющей *8*. С увеличением высоты подъема та-рели усилие пружины уменьшается (рис. 8.69).

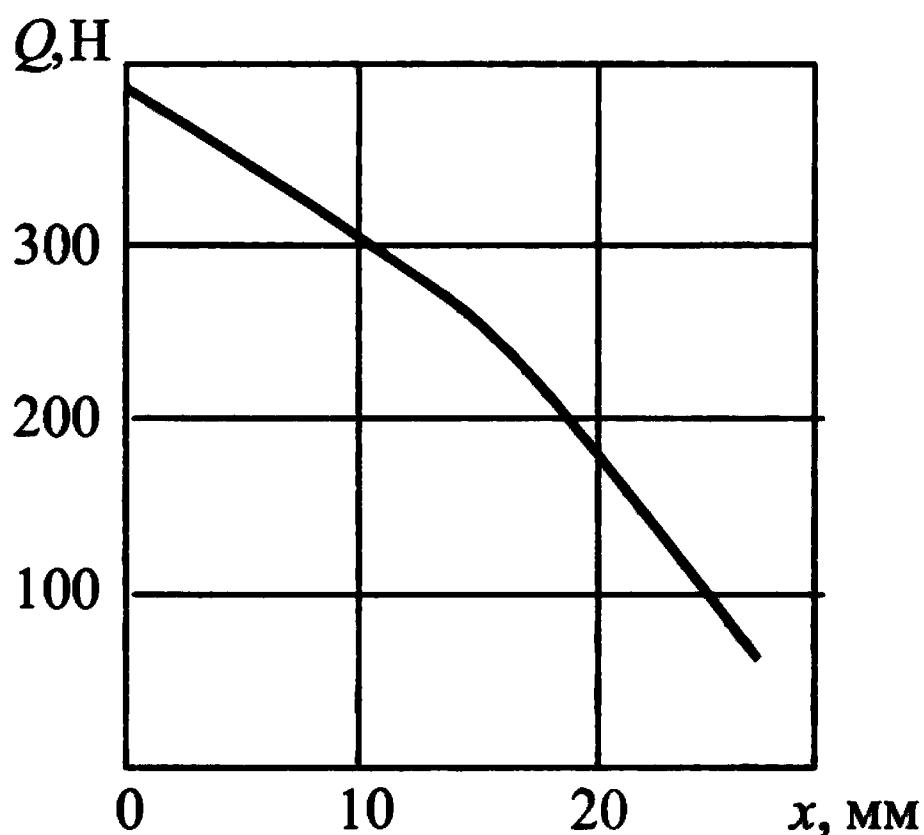


Рис. 8.69. Зависимость усилия, действующего на тарель со стороны пружины, от высоты подъема тарели

При коэффициенте расхода $\sim 0,88$ клапан обеспечивает массовый расход газа $3,8 \text{ кг/с}$ с поднятием тарели на 28 мм при диаметре проходного сечения седла 70 мм . Средняя величина секундного расхода утечек при закрытии клапана равна примерно $0,8 \text{ г/с}$.

8.4.2. ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ КЛАПАНЫ

Принципиальная схема шарикового электромагнитного клапана изображена на рис. 8.70. Основными особенностями клапана являются применение свободно плавающих шариков в качестве основных рабочих элементов, взаимодействующих с газовым потоком, и расположение катушки электромагнитного преобразователя (ЭМП) вне зоны действия высоких температур.

Указанные особенности обеспечивают высокую надежность клапана при работе на горячем газе, так как сведена до минимума вероятность заклинивания подвижных элементов в условиях отсутствия смазки и неравномерных температурных деформаций корпуса.

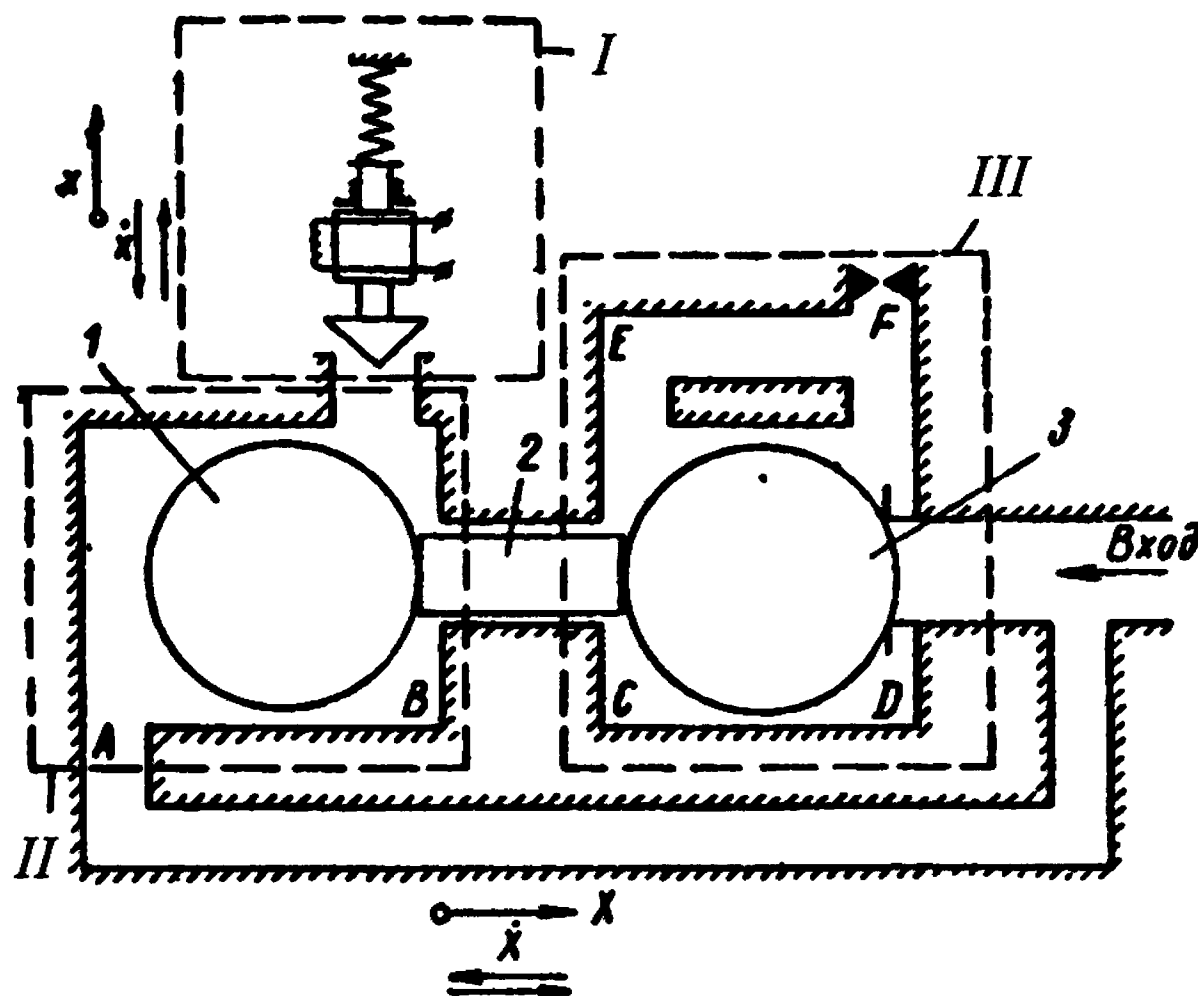


Рис. 8.70. Принципиальная схема шарикового клапана:
 I — электромагнитный клапан; II, III — камеры шарикового клапана;
 A, B, C, D — полости; E — канал обратной связи; F — потребитель;
 1, 3 — шарики; 2 — толкатель

Шариковый клапан воздействует на поток управляющего газа путем перемещения шариков в камерах *II* и *III* под действием давления. При подаче сигнала электромагнитный клапан *I* открывается, полость *B*, сообщаясь с атмосферой, становится пустой. Под действием перепада давлений в полостях *A* и *B* система шариков и толкателя *1 – 3* перемещается до перекрытия шариком *3* входного канала. Доступ газа к дросселю потребителя *F* прекращается. При отключении электромагнита клапан под действием пружины закрывается, давления в полостях *A* и *B* выравниваются. Под действием основного потока газа система *1 – 3* перемещается до упора шарика *1* в ограничитель. Газ поступает к потребителю, давления в полостях *C* и *D* через канал обратной связи *E* выравниваются, и на шарик *3* действует минимальное усилие.

На рис. 8.71 представлена конструкция однокаскадного электромагнитного клапана. Клапан нормально закрытого типа, прямого хода выполнен по схеме неуравновешенного дифференциального поршня. Клапан конструктивно простой, усилие от электромагнита действует непосредственно на якорь, который представляет собой также клапан; герметизация газовой полости обеспечивается постановкой мембраны из немагнитного материала и уплотнительным кольцом. Клапан работает на продуктах сгорания низкотемпературного топлива ($T_{\text{пс}} = 1300 \text{ K}$) в вариантах регулятора расхода и соплового аппарата систем реактивной стабилизации.

Потребность уменьшения массогабаритных характеристик и токопотребления обусловила необходимость разработки двухкаскадных клапанов (рис. 8.72). Это клапаны нормально закрытого типа, прямого хода с неуравновешенным газораспределителем и сервополостью. Перемещение газораспределителя, состоящего из тарели (шар), толкателя и поршня, обеспечивается изменением давления в сервополости. Для уменьшения утечек из сервополости на поршне установлены пружинные компрессионные кольца. Давление на входе сервополости и ее выходе управляется посредством электромагнитного распределителя клапанного типа с внутренним якорем. Для расширения диапазона рабочих давлений и уменьшения токопотребления шток распределителя (якорь магнита) частично разгружен от входного давления.

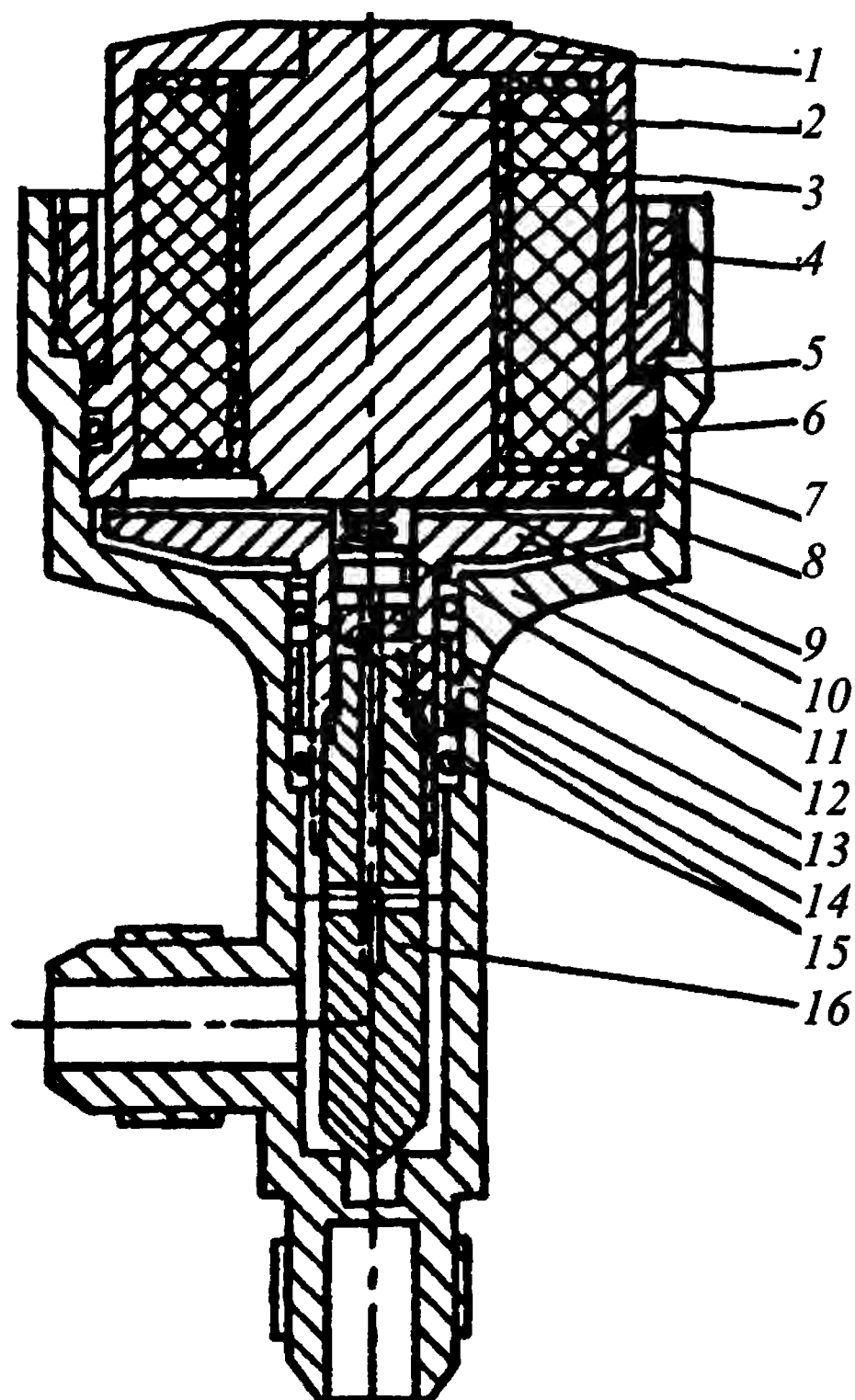


Рис. 8.71. Конструкция однокаскадного электромагнитного клапана:

- 1 – корпус магнита; 2 – сердечник; 3 – катушка; 4 – гайка; 5 – шайба;
 6, 8 – кольца; 7 – обмотка; 9 – мембрана; 10 – якорь; 11 – корпус;
 12 – пружина; 13 – контрольный винт; 14 – шайба гровера;
 15 – подшипник; 16 – шток

На рис. 8.73 представлена конструкция нормально открытого двухкаскадного клапана с проточной сервополостью. Газораспределитель в составе тарели (шар) и толкателя перемещается в пределах деформации (0,5 ... 0,7 мм) пакета упругих кольцевых мембран. Разделение полостей высокого и низкого давления производится посредством сильфона, связанного с толкателем и корпусом. Управление давлением на выходе сервополости обеспечивается распределителем типа «сопло – заслонка». Применение распределителя типа

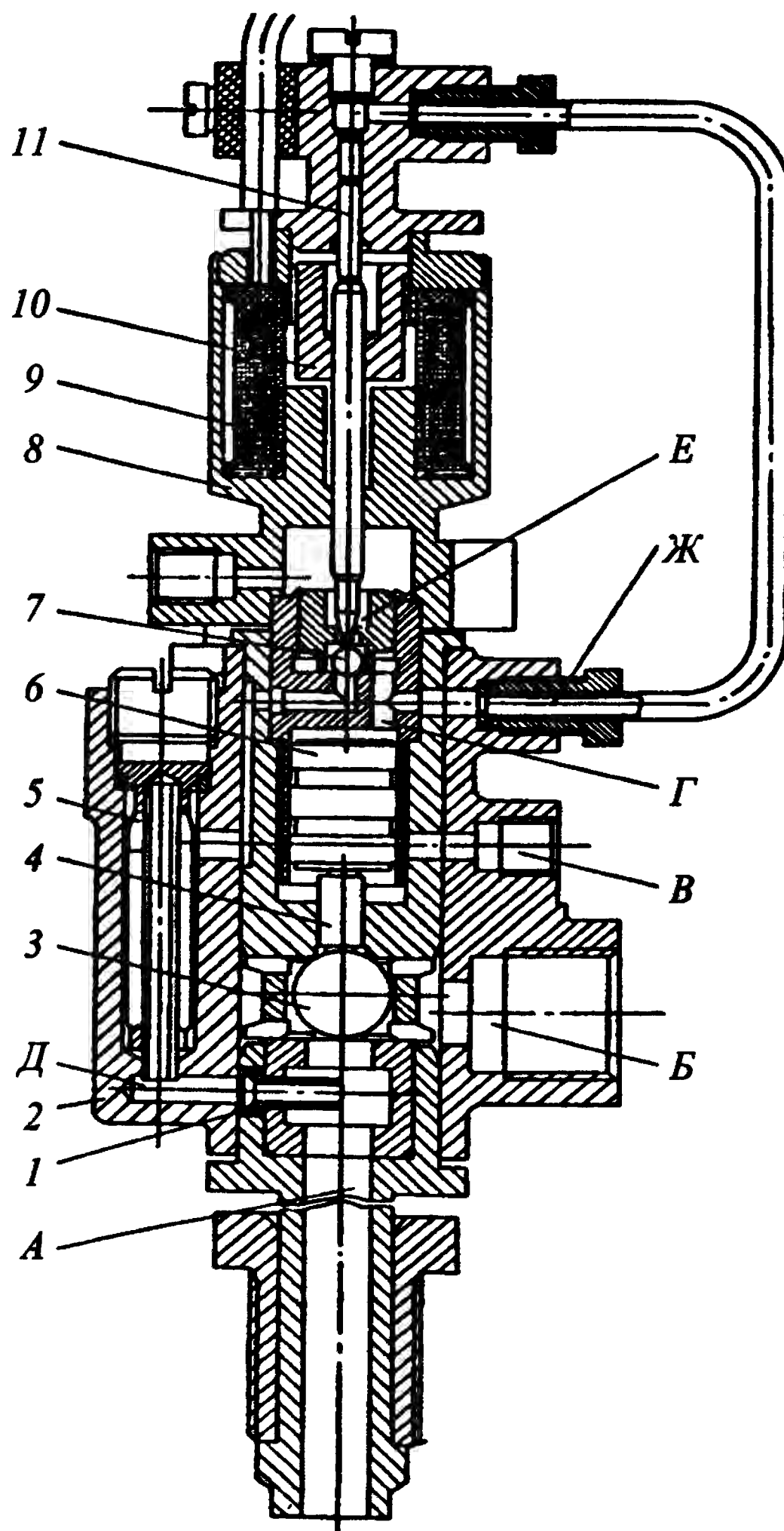


Рис. 8.72. Конструкция двухкаскадного клапана:

1 – газодинамический фильтр; 2 – корпус; 3 – отсечной шар;
 4, 11 – толкатели; 5 – сетчатый фильтр; 6 – поршень; 7 – управляющий шар; 8 – корпус электромагнита; 9 – катушка; 10 – якорь;
 А – вход клапана; Б – выход клапана; В – выхлоп; Г – сервополость;
 Д – канал фильтра; Е – выхлоп сервополости;
 Ж – канал разгрузки толкателя

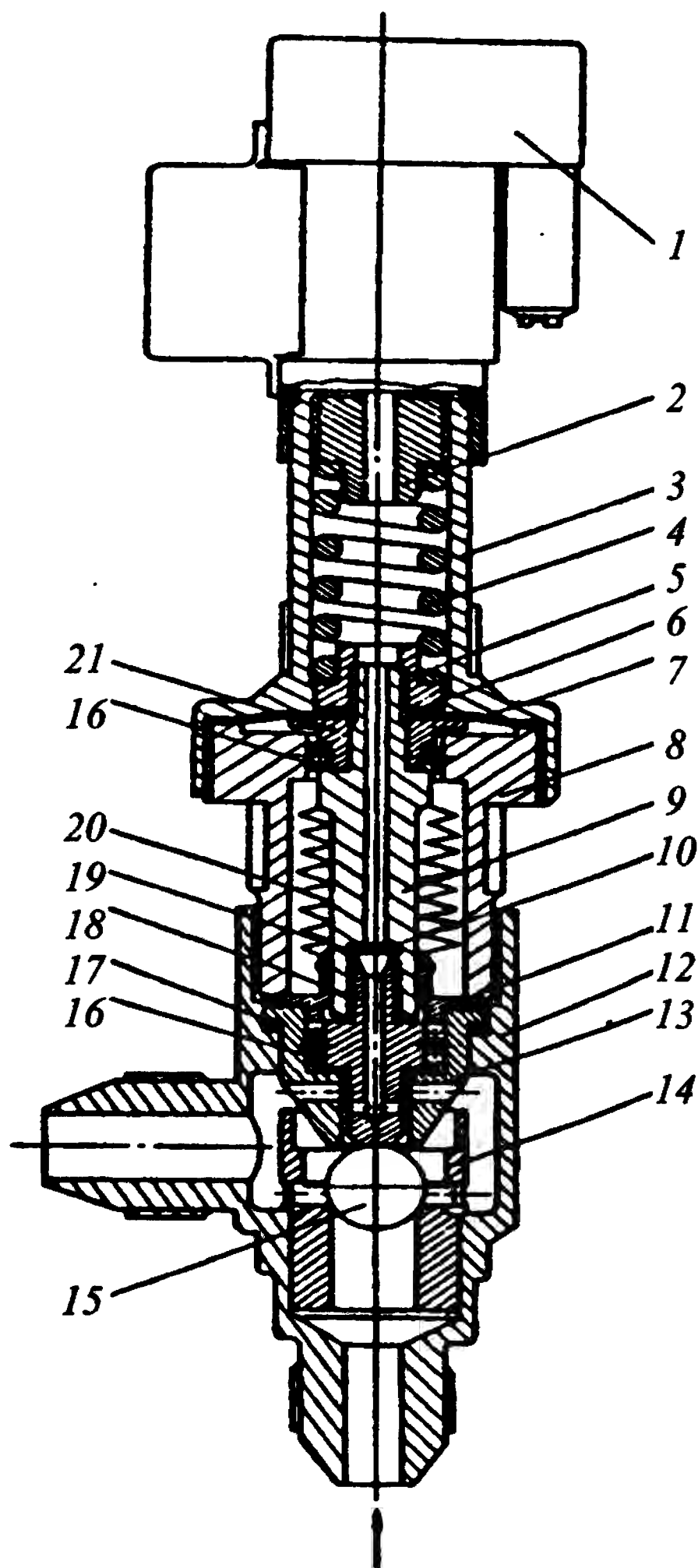


Рис. 8.73. Конструкция двухкаскадного электрогазоплапана с проточной сервополостью:

- 1 – управляющий каскад; 2 – винт; 3 – крышка; 4 – пружина; 5 – гайка;
 6 – шайба; 7 – мембрана; 8 – корпус; 9 – шток; 10 – дроссель;
 11 – фланец; 12 – корпус клапана; 13 – втулка; 14 – седло клапана;
 15 – шарик; 16 – подшипник; 17 – прокладка; 18 – опора;
 19 – сетчатый фильтр; 20 – сильфон; 21 – опора

«сопло — заслонка» позволяет уменьшить массу и габаритные размеры клапана, однако имеет следующие негативные последствия: ограничение по верхнему пределу рабочего давления; повышенный прогрев обмотки магнита при прохождении газового потока.

На рис. 8.74 представлена конструкция трехкаскадного клапана с газораспределителем поворотного типа. Здесь приводом газораспределителя является двусторонний поршень, давление в сервополости которого регулируется двумя распределителями клапанного типа.

Усложнение конструктивной схемы клапана за счет введения второго каскада позволяет существенно (до 25 МПа) расширить диапазон рабочих давлений при снижении потребляемой мощности до 7 Вт.

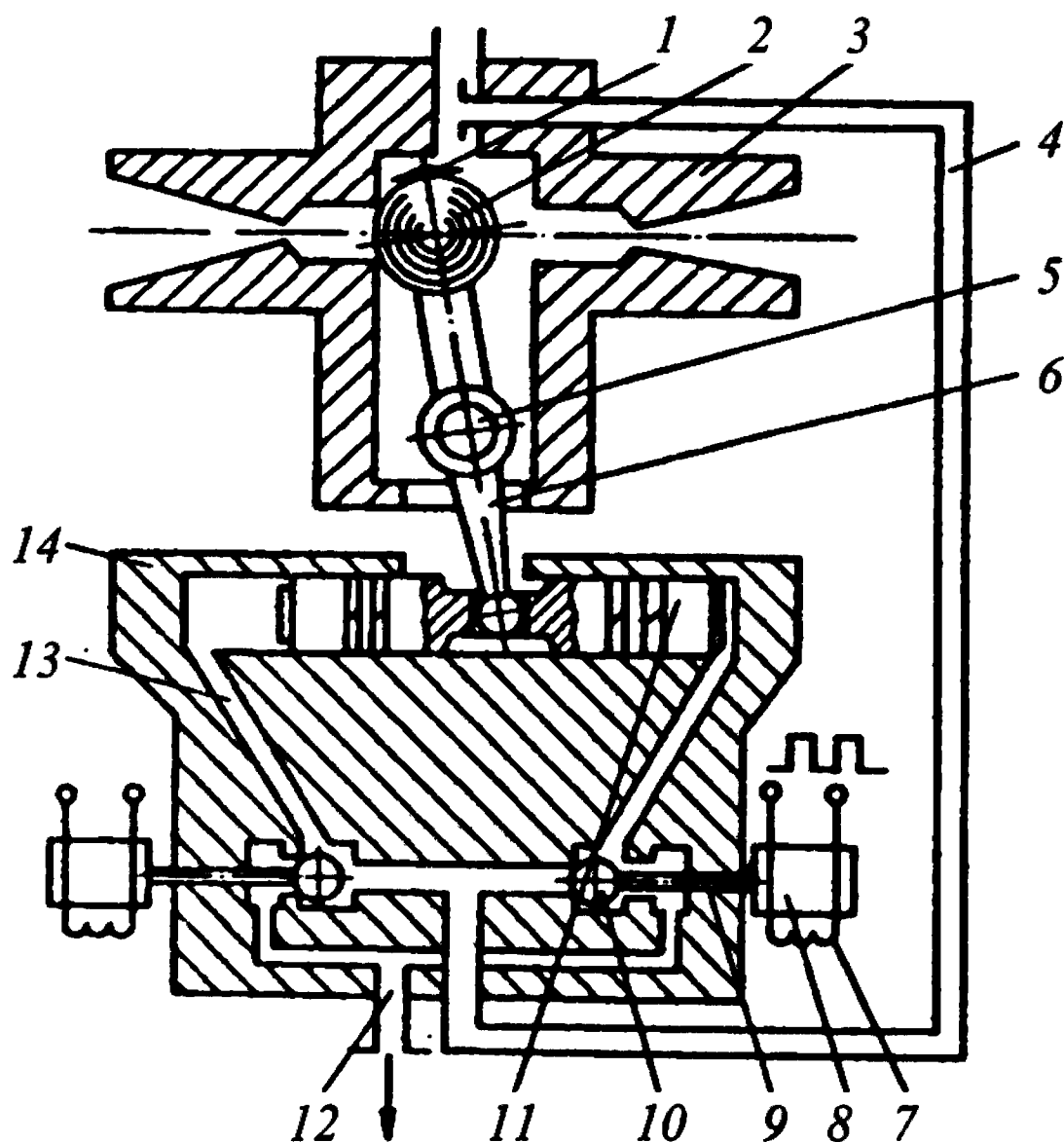


Рис. 8.74. Конструкция трехкаскадного клапана:

- 1 — рассекатель; 2 — отсечной шар; 3 — корпус клапана;
 4 — канал питания управляющего каскада; 5 — вал; 6 — рычаг;
 7 — обмотка электромагнита; 8 — якорь; 9 — толкатель; 10 — шар;
 11 — поршень; 12 — канал выхлопа; 13 — канал сервополости;
 14 — корпус газового привода

Глава 9

ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Технический уровень какого-либо объекта (технического решения, системы, комплекса, машины, устройства и т.п.) отражает его совершенство, т.е. степень использования результатов, достижений научно-технического прогресса, и характеризуется совокупностью свойств, которую можно разделить на две подсовкупности: одна определяет функциональное совершенство объекта (выполнение основных функций), т.е. его эффективность, вторая характеризует вспомогательные свойства, параметры объекта (стоимость, эксплуатационные характеристики, экологическую чистоту и т.п.).

Для оценки технического уровня объекта необходимо использовать большое количество несоизмеримых, несопоставимых параметров [8]. Поэтому в подавляющем большинстве случаев не удастся разработать комплексный критерий (коэффициент), характеризующий технический уровень объекта в целом.

Значительно проще (и одновременно более важно) выработать комплексный показатель – критерий оценки эффективности объекта, т.е. критерий совершенства выполнения основных функций объекта.

В технике понятие «эффективность» (в отличие от «эффекта») соизмеряет результат (эффект, пользу) с затратами на его получение, т.е. представляет собой некий коэффициент полезного действия (КПД), у которого в числителе – целевая функция, эффект, польза, результат, а в знаменателе – затраты (стоимость, масса, габаритные размеры, трудоемкость, временные затраты и т.п.). Этот критерий (коэффициент) эффективности в виде КПД будет иметь разный вид, различное значение не только для различных объектов, но и для одного и того же объекта в зависимости от назначения, условий использования, конъюнктуры и запросов потребителей (пользователей).

У управляемых энергетических установок твердого топлива целевых функций (в зависимости от назначения) несколько. Как для управляемых двигателей, так и для любых ракетных (т.е. предназначенных для разгона полезной нагрузки, сообщения ей силового импульса) двигателей – это прежде всего суммарный импульс тяги

$$I_{\Sigma} = \int P dt ,$$

где P – тяга двигателя; t – время работы двигателя.

Для газогенерирующих систем удельная энергия генерируемого газа пропорциональна произведению газовой постоянной (R) на температуру продуктов сгорания (T).

Основными функциями УЭУТТ, как объекта управления, являются глубина (диапазон) регулирования, динамические характеристики и точность реализации параметров режима.

В качестве «затрат» в ракетной технике чаще всего принимают массовые характеристики, так как они напрямую влияют на приращение скорости полезной нагрузки.

Рассмотрим критерии эффективности для каждой из вышеперечисленных целевых функций УЭУТТ, принимая в качестве «затрат» массу ЭУТТ.

Сравнительная оценка энергомассовых (баллистических) возможностей различных по назначению, габаритам, энергетике двигателей проводится по коэффициенту баллистической эффективности K_6 , который в соответствии с вышеизложенным представляет собой отношение суммарного импульса тяги к массе двигателя, состоящей из массы топлива (M_T) и массы конструкции (M_K):

$$K_6 = \frac{I_{\Sigma}}{M_T(1 + \alpha)} , \quad (9.1)$$

$$\text{где } \alpha = \frac{M_T}{M_K} .$$

Для двигателей с постоянной (по времени работы) тягой (маршевые, ДМВ, двигатели с отсечкой тяги и т.п.)

$$K_6 = \frac{Pt}{M_T(1 + \alpha)} = \frac{I_{уд}}{1 + \alpha},$$

где $I_{уд}$ – удельный импульс тяги.

Обычно требуемые энергетические характеристики двигателя (I_Σ) определяются техническим заданием (ТЗ), и разработчики ЭУТТ, рассматривая альтернативные варианты, сравнивают между собой только «затраты» на реализацию этих требований, т.е.

$$M_T(1 + \alpha) = \frac{I_\Sigma(1 + \alpha)}{I_{уд}}.$$

При сравнении альтернативных вариантов УЭУТТ для маршевых двигателей ракетных комплексов используется модификация коэффициента K_6 , учитывающая влияние на эффективность УЭУТТ полезной нагрузки $M_{п.н.}$:

$$K_6 = \frac{I_{уд}}{0,5 + q + \alpha}, \quad (9.2)$$

где $q = \frac{M_{п.н.}}{M_T}$.

Эта модификация коэффициента K_6 , с одной стороны, является коэффициентом полезного действия ЭУТТ, использующим в качестве «затрат» среднетраекторную массу ступени ракеты ($0,5M_T + M_{п.н.} + M_k$), а с другой равна в первом приближении приращению скорости полезной нагрузки за время работы ступени, что убедительно свидетельствует об объективной оценке им баллистических свойств УЭУТТ.

Баллистические требования к управляемым ЭУТТ часто сводятся к выполнению заданного суммарного импульса тяги $I_\Sigma = I_{уд}M_T$ при конкретной величине массы полезной нагрузки $M_{п.н.}$, поэтому для этих ЭУ коэффициент баллистической эффективности удобно представить в виде

$$K_6 \cong \frac{I_{уд}}{0,5 + \alpha + \frac{I_{уд}M_{п.н}}{I_{\Sigma}}} \tag{9.3}$$

На рис. 9.1 представлена зависимость K_6 от $I_{уд}$ при $\alpha = 0,4$ и различных уровнях удельных затрат тяги на разгон полезной нагрузки (т.е. приращения скорости полезной нагрузки) $\frac{I_{\Sigma}}{M_{п.н}}$ (м/с),

из которой следует, что повышение $I_{уд}$ топлива особенно эффективно при больших значениях требуемого относительного разгонного импульса.

К такому же выводу можно прийти путем следующих рассуждений:

1. Баллистическая эффективность ракетного двигателя определяется степенью полезного использования заданного (располагаемого) суммарного разгонного импульса тяги I_{Σ} , т.е. непосредственно на разгон полезной нагрузки.
2. Чем больше удельный импульс тяги двигателя, тем меньше необходимый для реализации I_{Σ} запас топлива, тем меньше масса всего двигателя, тем большая часть I_{Σ} потратится на разгон полезной нагрузки.
3. Когда масса топлива, пропорциональная I_{Σ} , мала по сравнению с массой полезной нагрузки $M_{п.н}$, ее влияние на распределение I_{Σ} между двигателем и полезной нагрузкой минимально.

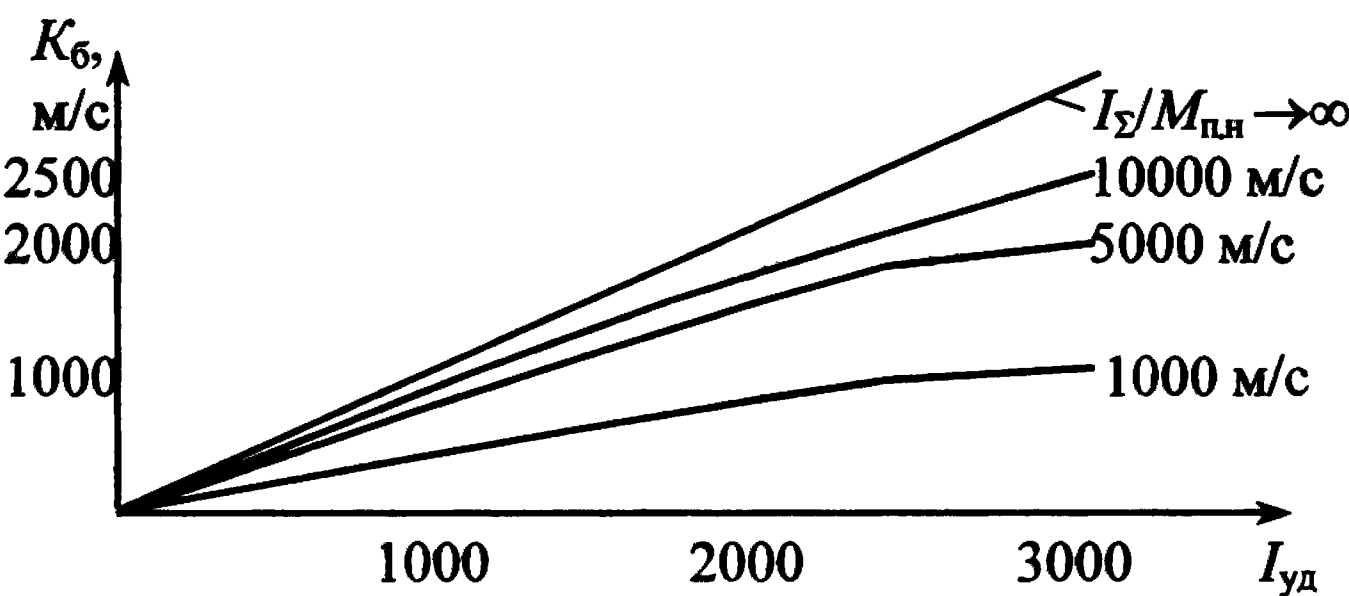


Рис. 9.1. Зависимость коэффициента баллистической эффективности K_6 от $I_{уд}$ и $M_{п.н}$

Для ЭУТТ, использующихся в качестве газогенераторов (с целевой функцией – энергией произведенного газа), основной коэффициент эффективности будет иметь вид

$$K_{\Gamma} = \frac{M_{\Gamma} R T K_{\text{п.с}}}{M_{\Gamma} + M_{\text{к}}} = \frac{K_{\text{п.с}} R T}{1 + \alpha}, \quad (9.4)$$

где $K_{\text{п.с}}$ – коэффициент полноты сгорания топлива.

Эффективность управления (регулирования) принято оценивать прежде всего глубиной регулирования $\bar{P}$, под которой понимается отношение тяги двигателя на максимальном режиме (P_{max}) к тяге двигателя на минимальном режиме (P_{min}):

$$\bar{P} = \frac{P_{\text{max}}}{P_{\text{min}}}. \quad (9.5)$$

Однако такое определение эффективности управления нельзя признать подходящим, объективным и универсальным. Так, например, для класса УЭУТТ с обнулением тяги $\bar{P} = \infty$.

Логичнее глубину (эффективность) управления модулем тяги характеризовать коэффициентом регулирования K_p , представляющим собой отношение диапазона регулирования к номинальному (среднему) значению тяги, т.е.

$$K_p = \left(\frac{P_{\text{max}} - P_{\text{min}}}{2} \right) : \left(\frac{P_{\text{max}} + P_{\text{min}}}{2} \right) = \frac{P_{\text{max}} - P_{\text{min}}}{P_{\text{max}} + P_{\text{min}}}. \quad (9.6)$$

На рис. 9.2 представлен характер изменения рассмотренных выше критериев (коэффициентов) эффективности управления ($\bar{P}$ и K_p) в зависимости от отношения $\frac{P_{\text{min}}}{P_{\text{max}}}$ (для нерегулируемых дви-

гателей $\frac{P_{\text{min}}}{P_{\text{max}}} = 1$, для двигателей с обнулением тяги $\frac{P_{\text{min}}}{P_{\text{max}}} = 0$).

Для газогенерирующих установок вышеизложенное в части эффективности управления остается в силе при замене тяги P на массовый расход ($\dot{m}$), т.е.

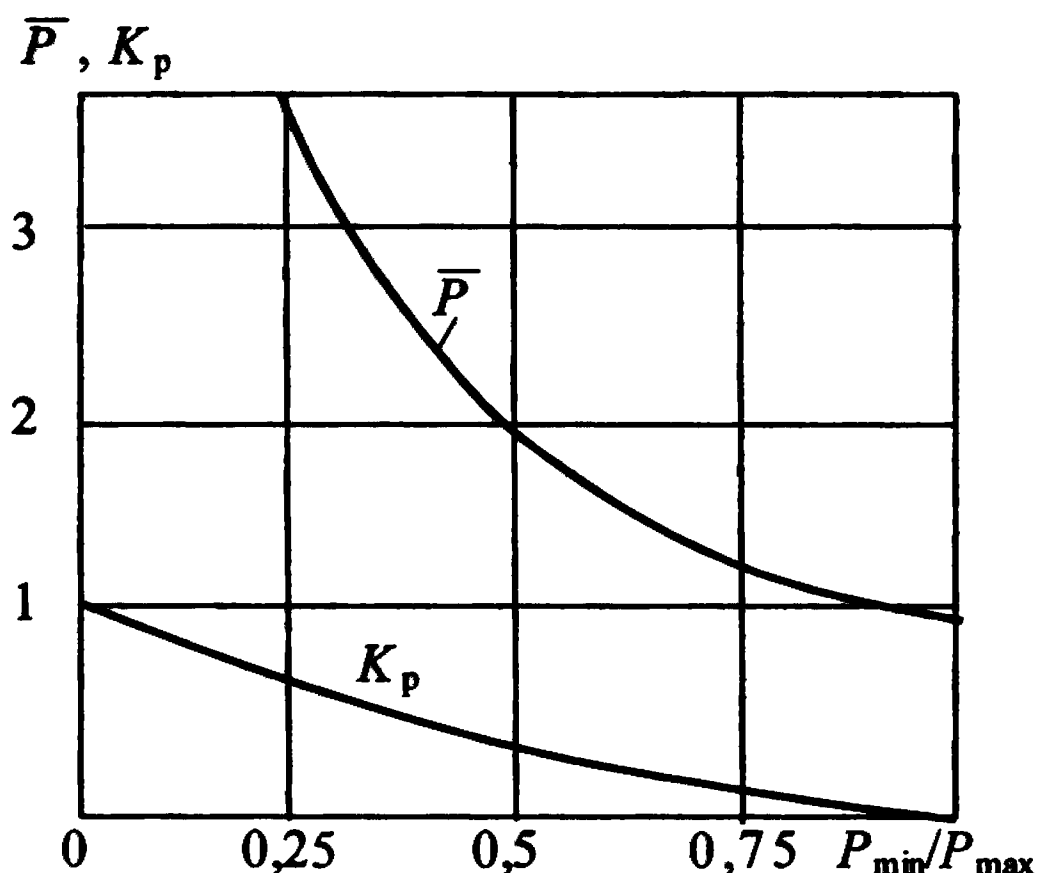


Рис. 9.2. Зависимость вариантов коэффициента баллистической эффективности K_6 от соотношения $P_{\min}/P_{\max}$

$$\bar{m} = \frac{\dot{m}_{\max}}{\dot{m}_{\min}}, \quad K_p = \frac{\dot{m}_{\max} - \dot{m}_{\min}}{\dot{m}_{\max} + \dot{m}_{\min}}. \quad (9.7)$$

Длительность переходных (с одного режима на другой) процессов в абсолютных значениях не имеет особого смысла при оценке динамических характеристик УЭУТТ. Переходный процесс длительностью 2 с выглядит совершенно различно для УЭУТТ с временем работы 5 и 50 с при глубине регулирования (K_p) 0,1 и 1 соответственно. Так же как и точность реализации параметров режима (величина забросов), воспроизводимость от опыта к опыту и в процессе работы РЭУ характеризуется суммарными отклонениями от расчетного режима $\Delta\bar{P} = \frac{\Delta P}{P}$ ($\Delta\bar{m} = \frac{\Delta\dot{m}}{\dot{m}}$). Поэтому для оценки динамических характеристик УЭУТТ предлагается комплексный безразмерный коэффициент динамичности, учитывающий как точность реализации параметров, так и время работы РЭУ:

$$K_d = \frac{t(1 - \Delta\bar{P})}{t_{\Pi}} = \frac{1 - \Delta\bar{P}}{\bar{t}_{\Pi}}, \quad (9.8)$$

где $t_{\text{пер}}$ – время переходного процесса с минимального режима на максимальный (или наоборот); t – минимальное время непрерывной работы на максимальном режиме.

Для комплексной (интегральной) сравнительной оценки эффективности (технического уровня) УЭУТТ необходимо учитывать все три указанных выше коэффициента: K_6 (K_r); K_p ; K_d , т.е.

$$K_{\Sigma} = f(K_6, K_p, K_d). \quad (9.9)$$

Однако простое их произведение не может быть объективной характеристикой эффективности УЭУТТ, так как степень влияния каждого из них на суммарную эффективность различна. Поэтому в качестве критерия сравнительной эффективности различных УЭУТТ предлагается коэффициент эффективности (K_{Σ}) в следующем виде:

$$K_{\Sigma} = K_6 K_p^{\varphi_p} K_d^{\varphi_d}, \quad (9.10)$$

для газогенераторов

$$K_{\Sigma} = K_r K_p^{\varphi_p} K_d^{\varphi_d},$$

где φ_p , φ_d – показатели степени влияния коэффициентов K_p и K_d на эффективность ЭУТТ.

Эти показатели (φ_p , φ_d) изменяются в пределах от 0 до 1 в зависимости от назначения УЭУТТ и других условий и требований применения их в составе комплекса, которые настолько многообразны, противоречивы, несоизмеримы, что для их определения в большинстве случаев может применяться только метод экспертной оценки технических специалистов. Практически требования к диапазону регулирования и длительности переходных процессов даются в техническом задании, и разработчики УЭУТТ сравнивают альтернативные технические решения, используя только K_6 ($\varphi_p = \varphi_d = 0$).

Рассмотренные коэффициенты (критерии) эффективности используются при сравнительном анализе альтернативных технических решений по УЭУТТ, при определении внешнего вида этих установок в будущем, при оценке технического потенциала отрасли страны, разрабатывающей и изготавливающей эти установки.

При рассмотрении рациональных путей совершенствования, определении номенклатуры фундаментальных НИР и т.п. нужно оценивать альтернативные варианты по критерию «эффективность – стоимость», для чего используют коэффициент приоритетности Π , представляющий собой отношение технической эффективности к затратам на реализацию рассматриваемых вариантов (C), т.е.

$$\Pi = \frac{K_{\text{э}}}{C}. \quad (9.11)$$

В затраты на реализацию в зависимости от глубины прогноза может входить стоимость:

- НИОКР для подготовки к внедрению;
- подготовки производства;
- изготовления;
- эксплуатации и технического обслуживания;
- утилизации.

С точки зрения практической реализации повышения технического уровня управляемых ЭУТТ (повышения вышеприведенных коэффициентов эффективности) наиболее рациональным и эффективным является путь повышения энергетических характеристик (температуры продуктов сгорания) топлив:

- отказ от регуляторов, работающих в среде горячих газов;
- тепловой нож с камерой дожигания;
- ДМВ вместо ДГР и др.

Универсальная многофункциональная управляющая ЭУТТ в будущем представляется в виде трехрежимной (режим «молчания», режим управления, коррекции и форсажный режим) установки с длительностью переходных режимов в пределах долей секунды, с отсутствием забросов, хорошей воспроизводимостью, с возможностью 5 – 10-кратного переключения с режима на режим и практически неограниченной длительностью режима молчания (рис. 9.3).

Перед включением форсажного режима производится коррекция траектории полезной нагрузки, ее положения в пространстве, а после форсажного режима проводится «добор» необходимого разгонного импульса на режиме минимальной тяги.

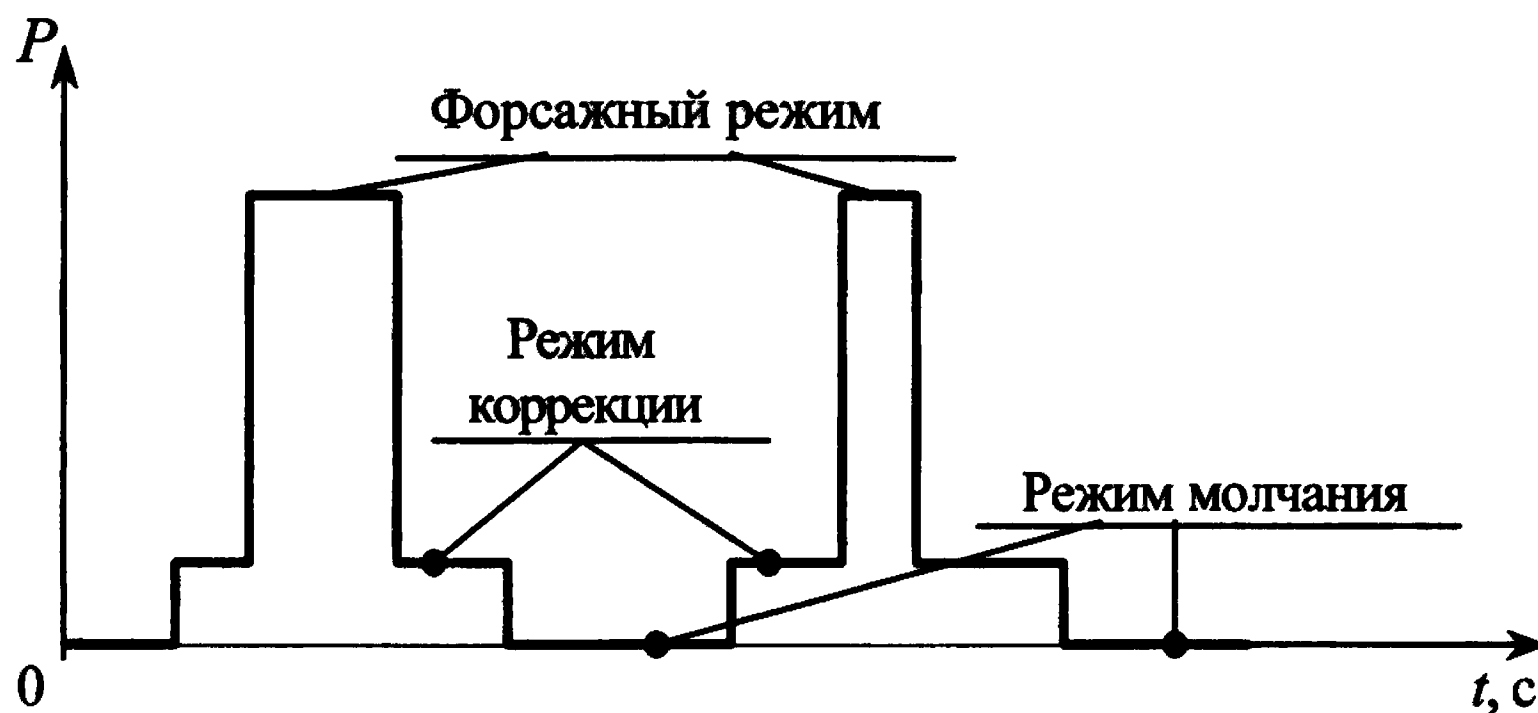


Рис. 9.3. Циклограмма многорежимной ЭУТТ

Реализация такой многофункциональной установки возможна в виде форсажного ДМВ, клапанно-сопловой системы малой тяги и газобаллонной системы питания (см. рис. 3.31).

Глава 10

ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ УЭУТТ

10.1. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Первые образцы ракет дальнего действия имели один блок полезной нагрузки. Многие современные ракеты стратегического назначения оснащены разделяющейся головной частью (РГЧ), содержащей до 10 блоков и несколько ложных целей. Для обеспечения точной доставки каждого блока по «адресу» последняя ступень ракеты оснащается системой разведения или индивидуальной двигательной установкой [4, 8 – 10, 22, 25 – 27].

С помощью таких двигательных установок решаются следующие задачи:

- обеспечивается требуемая дальность полета баллистической ракеты без отсечки тяги маршевого двигателя;
- доводится максимальная скорость ракеты до необходимых значений на малых ускорениях;
- разводятся блоки полезной нагрузки по заданным целям с нулевой или глубокодросселированной тягой двигателя;
- создается автономная экономичная система управления вектором тяги маршевых двигателей ракеты;
- создаются системы для стабилизации и наведения головок самонаведения;
- создается ДУ с большим временем работы для наведения полезной нагрузки на цель с использованием телевизионных и трансляционных систем.

К двигательным установкам систем разведения, систем управления полетом и маневрирования, систем ориентации и стабилизации баллистических ракет и КЛА предъявляются следующие основные требования:

- широкий диапазон изменения суммарной тяги сопл (от 100 до 3000 Н);
- большое время работы (от 200 до 3000 с);

- малые времена переходных процессов (от 0,01 до 1,0 с);
- жесткие требования к массогабаритным характеристикам;
- длительные сроки хранения и эксплуатации (15 – 20 лет).

Управляемые ЭУ на твердом топливе применяются в головных частях следующих отечественных ракет:

- жидкостных РС-16А, РС-16Б разработки КБЮ [25, 51];
- твердотопливных разработки ГП МИТ РСД-10 «Пионер», РС-14 «Темп-2С», РС-12М «Тополь», РС-12М2 «Тополь-М» [25, 51];
- твердотопливной 3М17 (Р-31) разработки КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе [73].

Примером двигательной установки на твердом топливе боевой ступени является ДУ РГЧ американской ракеты «Трайидент». Схемно-компоновочное решение ее показано на рис. 10.1.

Двигательная установка содержит два идентичных газогенератора 1, работающих одновременно. Газогенераторы гибкими газоводами 2 связаны с четырьмя идентичными клапанными управляющими сопловыми блоками 3.

ДУ размещена в отсеке, выполненном в виде обечайки с коническим отверстием посередине, в которое вставляется двигательная установка третьей ступени. В отсеке также находится аппаратура системы управления.

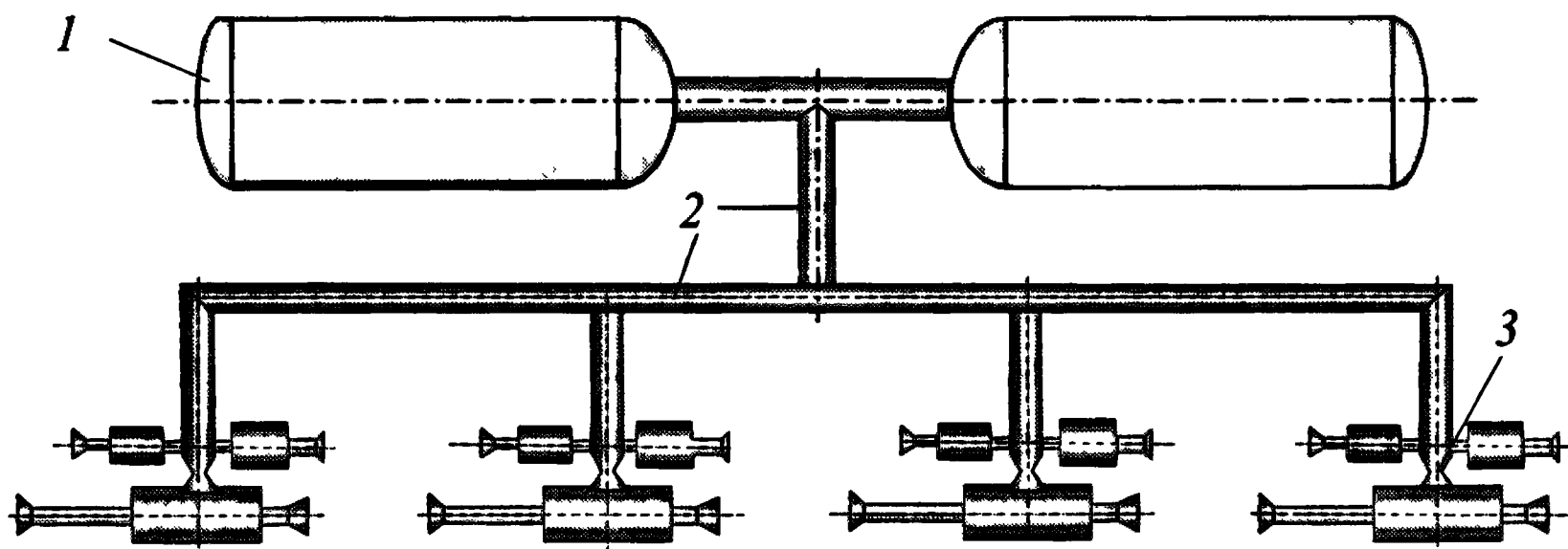


Рис. 10.1. Схемно-компоновочное решение ДУ РГЧ «Трайидент-С4»:

1 – газогенератор с зарядом торцевого горения; 2 – газоразводящая часть; 3 – сопловой управляющий клапанный блок

С корпусом каждого генератора прочно скреплен заряд твердого топлива торцевого горения. Корпус изготовлен из титанового сплава и имеет на внутренней поверхности ТЗП. К ТЗП заряд крепится с помощью защитно-крепящего слоя из высокоэластичного материала, что позволяет воспринимать температурные деформации заряда в широком интервале температур эксплуатации (263 ... 325 К).

Система газогенераторов имеет два режима работы по давлению (секундному расходу): маршевый и управляющий.

Каждый управляющий клапанный сопловой блок (рис. 10.2) содержит четыре сопла: толкающее (маршевое), тянущее (тормозящее) и два для управления по каналу крена. Кроме того, на блоке смонтированы элементы системы управления (соленоиды управляющих клапанов).

На каждом клапанном блоке имеются два струйных вихревых клапана (СВК) 12, которые управляют режимом работы газогенераторов и перераспределяют расход газа между соплами для создания управляющих моментов на маршевом и управляющем режимах.

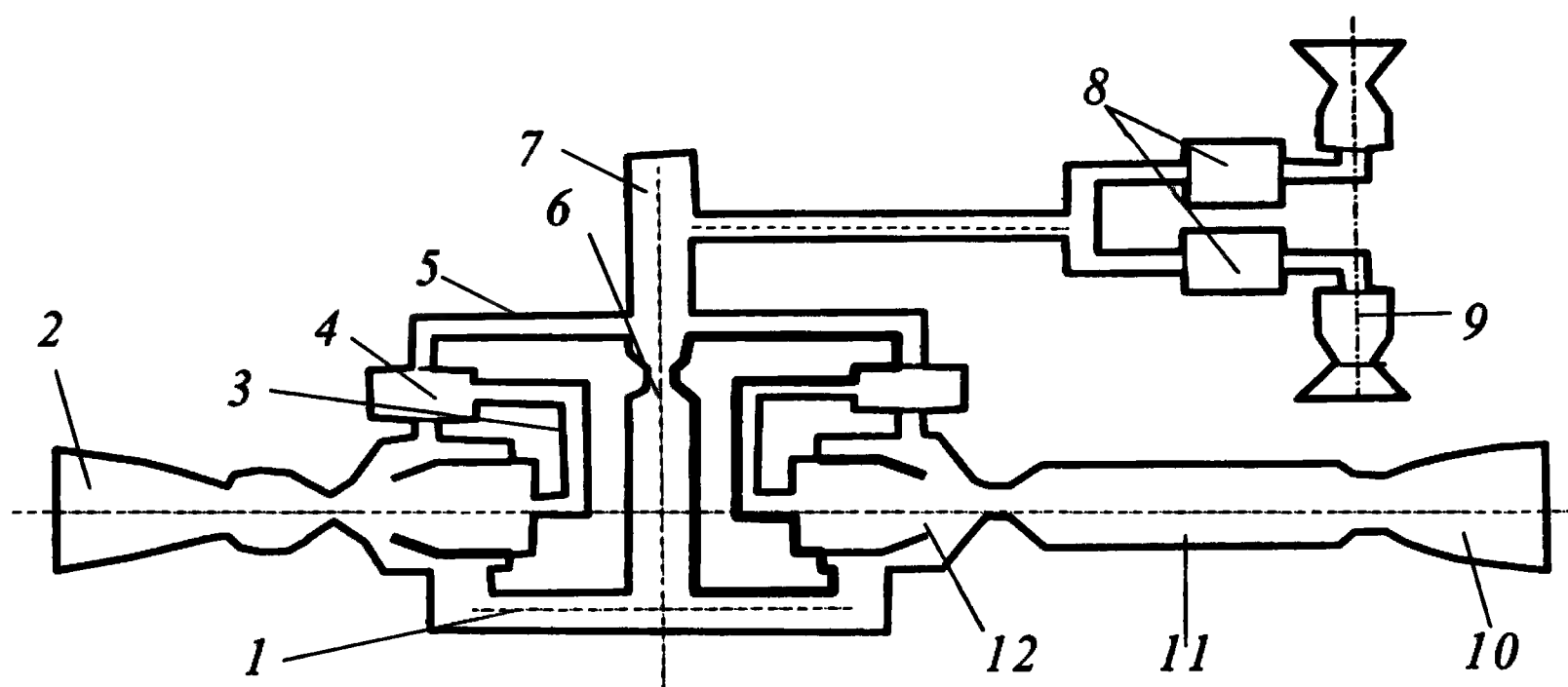


Рис. 10.2. Принципиальная схема клапанного блока:

1 – магистраль питающего потока; 2 – тянущее сопло; 3 – трубка обратной связи; 4 – электропневмопреобразователь; 5 – магистраль управляющего потока; 6 – дроссель; 7 – подводный трубопровод; 8 – электропневмоклапаны; 9 – сопла крена; 10 – толкающее сопло; 11 – газопровод; 12 – струйный вихревой клапан

ДУ работает по следующей схеме. При отходе от третьей ступени и переводе боевой ступени в новую точку прицеливания на маршевом режиме питающий поток тянущего сопла полностью заперт. В толкающем сопле за счет определенной подачи газа управляющего потока создается такая эффективная площадь критического сечения, которая вместе с площадью утечек закрытого тянущего сопла обеспечивает работу ДУ на режиме максимального давления (расхода). Управление боевой ступенью на этом режиме по каналам тангажа и рыскания осуществляется благодаря перераспределению газа между толкающими соплами противоположных клапанных блоков. Управляющий момент по каналу крена создается соплами крена двух противоположных клапанных блоков. Сопла двух других блоков в это время закрыты.

Разворот боевой ступени на новую цель (перенацеливание) происходит по моментной схеме на управляющем режиме. При этом питающий поток тянущего сопла одного блока и толкающего сопла противоположного блока закрыт, а в других соплах этих блоков за счет уменьшения расхода газа управляющего потока (по сравнению с расходом на маршевом режиме) создается такая эффективная площадь критического сечения, которая в сумме с площадью утечек закрытых сопел обеспечивает работу ДУ на режиме минимального давления (расхода).

Доводка скорости и координат боевой ступени до расчетного значения перед сбросом каждого боевого блока производится на управляющем режиме в два этапа: предварительно при работе толкающих сопел непосредственно после маршевого режима и окончательно при работе тянущих сопел после проведения маневра перенацеливания. Отход боевой ступени от сброшенного боевого блока происходит также на управляющем режиме при работе тянущих сопел. Управление по каналам тангажа и рыскания на этом этапе доводки и отхода осуществляется за счет перераспределения расхода газа между противоположными работающими соплами.

На управляющем режиме управляющие моменты по каналу крена создаются соплами крена всех четырех блоков.

ДУ имеет следующие основные характеристики:

- глубину изменения давления в камерах сгорания газогенераторов $\bar{p} = 3,3 \text{ МПа} / 1,2 \text{ МПа} \approx 2,75$;

- глубину регулирования силы тяги $\bar{P} \approx 1,7$;
- температуру продуктов сгорания $T = 1925 \text{ К}$;
- массу двух топливных зарядов $M_T = 193 \text{ кг}$;
- общее время работы ДУ на двух режимах $t = 420 \text{ с}$;
- массу снаряженной ДУ $M_\Sigma = 295 \text{ кг}$;
- коэффициент массового совершенства $0,53$;
- коэффициент баллистической эффективности $K_6 = 1170 \text{ м/с}$.

Исследования показали, что данная ДУ обладает невысокой энергобаллистической эффективностью при низком значении достигнутой глубины регулирования. Расчеты показывают, что с увеличением глубины регулирования модуля тяги $\bar{P}$ увеличивается эффективность использования топлива (рис. 10.3). Из графика видно, что применение двигателя боевой ступени с глубиной регулирования тяги $\bar{P} = 6 \dots 7$ вместо $1,7$ снижает затраты топлива, по сравнению с двигателем с нерегулируемой по величине тягой, приблизительно на 30 %.

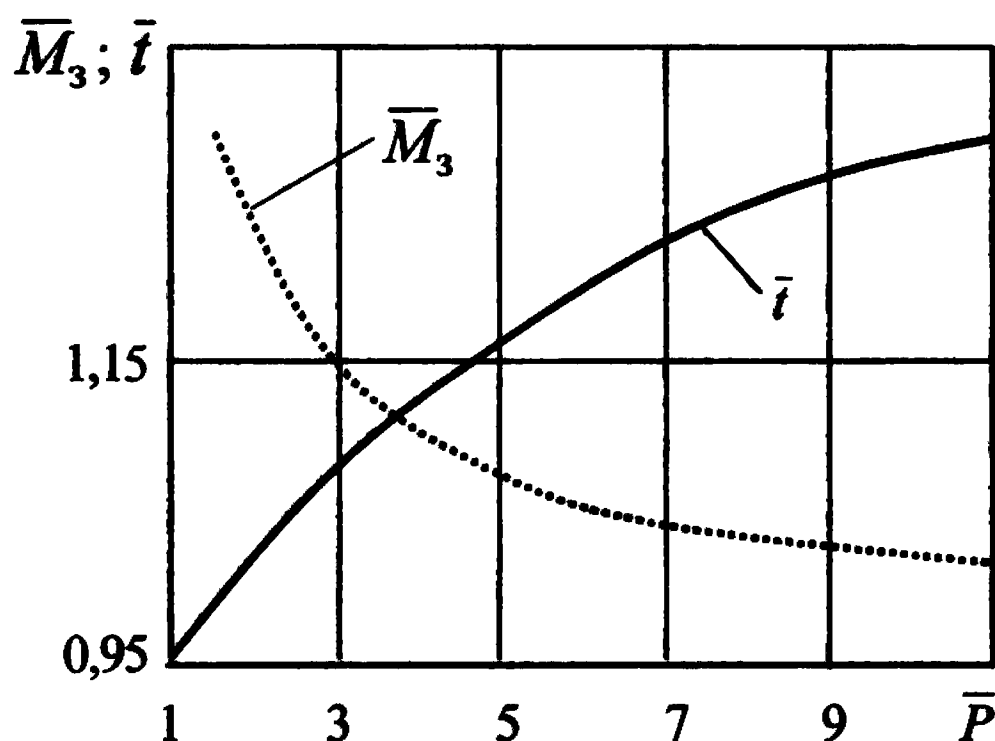


Рис. 10.3. Зависимость относительного запаса топлива $\bar{M}_3$ и относительного времени работы $\bar{t}$ ДУ от расчетной глубины регулирования тяги $\bar{P}$

Согласно расчетам, проведенным для ДУ РГЧ ракеты, аналогичной ракете «Минитмен-3А», оснащенной тремя боевыми блоками, в случае применения системы внешнетраекторной коррекции общее время работы ДУ необходимо увеличить на 100 ... 150 с при $\bar{P} = 15 \dots 30$ для проведения нескольких сеансов связи с внешними объектами.

Существенно, по сравнению с ДУ РГЧ ракеты «Трайидент», позволяет повысить точность стрельбы так называемый авторегулируемый двигатель на твердом топливе (АРД). Принципиальная схема АРД показана на рис. 10.4.

В АРД газогенератор 1 может иметь одну или несколько газосвязанных камер сгорания, которые могут работать параллельно или последовательно. Стабилизатор давления 3 предназначен для поддержания давления газа в ресивере 7, т.е. практически перед соплами управляющих блоков 4 и 6, в заданных пределах независимо от секундно-массового расхода газа через сопла как на стационарных режимах (маршевом и управляющем), так и при смене

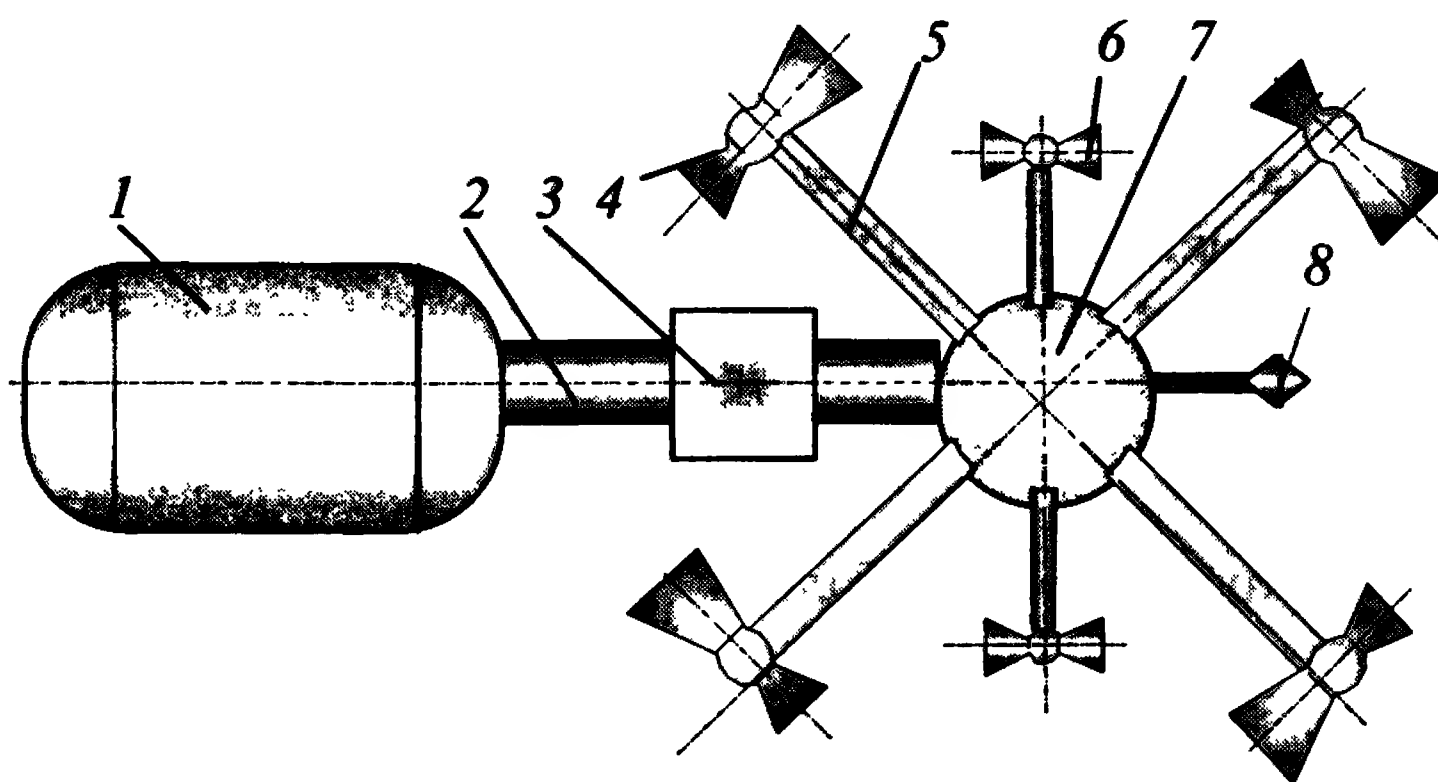


Рис. 10.4. Принципиальная схема АРД:

- 1 – газогенератор с зарядом твердого топлива и воспламенителем;
- 2 – газопровод; 3 – стабилизатор давления; 4 – сопловой управляющий блок по каналам тангажа и рыскания; 5 – газопровод;
- 6 – сопловой управляющий блок по каналу крена; 7 – ресивер;
- 8 – предохранительный клапан

режима. В него входят следующие функциональные узлы: чувствительный элемент, реагирующий на любое изменение давления в ресивере; командный блок, который формирует управляющие сигналы на исполнительный орган в соответствии со значением и направлением отклонения давления от заданного, на которое настроен стабилизатор; исполнительный орган (регулятор расхода газа из газогенератора), изменяющий площадь проходного сечения стабилизатора давления $F_{сд}$ в соответствии с сигналом командного блока.

Конструкция стабилизатора такова, что система «чувствительный элемент – командный блок» находится в состоянии равновесия при любом значении $F_{сд}$, т.е. при любом расходе из газогенератора, пока давление перед соплами равно заданному.

Отклонения давления в ресивере имеют место при выходе АРД на режим, изменении суммарного секундного расхода газа через управляющие блоки, а также на стационарных участках за счет непостоянства площади горения заряда и теплопотерь, отклонения местной скорости горения заряда от средней. Пусть за счет какого-то фактора давление в ресивере стало выше (ниже) заданного значения. В результате этого система «чувствительный элемент – командный блок» выйдет из равновесия и появится сигнал, который заставит элемент, регулирующий $F_{сд}$, например заслонку, двигаться в сторону, соответствующую увеличению (уменьшению) площади, до тех пор, пока вновь устанавливающийся расход газогенератора не доведет давление в ресивере до заданного значения.

Регулятор расхода стабилизатора давления может работать со сверхкритическим перепадом либо на всех режимах, либо на маршевом режиме, а с докритическим перепадом (минимально возможным) – на управляющем режиме.

Управляющие блоки 4 (по два на каждый канал стабилизации) имеют по два противоположно направленных сопла с регулируемым механическим способом площадями критических сечений (см. рис. 10.4). Сила тяги каждого сопла регулируется изменением площади его критического сечения, при этом критическое сечение противоположного сопла данного управляющего блока закрыто.

Перевод газогенератора на другой по расходу режим работы происходит за счет изменения суммарной площади критических сечений всех шести управляющих блоков.

Отличительной особенностью использования предохранительного клапана 8 является возможность поддержания постоянства давления в ресивере 7 независимо от расхода газа через регулятор.

Управляющие блоки по всем трем каналам стабилизации аналогичны по конструкции, но блоки по каналу крена имеют одинаковые по габаритным размерам сопла 6, а по каналам тангажа и рыскания – различные. Большее сопло (толкающее или маршевое) используется на одних этапах функционирования ДУ, включая маршевый режим, меньшее (тянущее или управляющее) – на остальных этапах (в том числе и для режима управления), т.е. только на управляющем режиме работы АРД.

Вариант возможного конструктивного исполнения АРД показан на рис. 10.5.

Разгрузочное устройство 5 компенсирует газодинамическую составляющую шарнирного момента, которая из-за значительной разности площадей критических сечений сопел управляющего блока по каналу тангажа или рыскания имеет постоянное направление и монотонно изменяется при перемещении регулятора.

ДУ РГЧ ракеты «Трайдент» и АРД отличаются следующим. При смене режима работы давление в АРД меняется лишь в зоне высокого давления, т.е. в камере сгорания газогенератора, а в зоне низкого давления (в ресивере, газоходах и управляющих блоках) остается постоянным.

В ДУ «Трайдент-С4» при переходе на новый режим давление изменяется не только в камере сгорания, но и в газоходах и управляющих сопловых блоках. Сравнение показывает, что АРД как при малой, так и при большой глубине регулирования модуля тяги имеет меньшую массу по сравнению с ДУ схемы ракеты «Трайдент».

Варианты компоновки твердотопливной ДУ в составе головной части ракеты показаны на рис. 10.6. Соосное расположение газогенератора (рис. 10.6, а) с точки зрения отклонения центра масс объекта управления в полете является более предпочтительным.

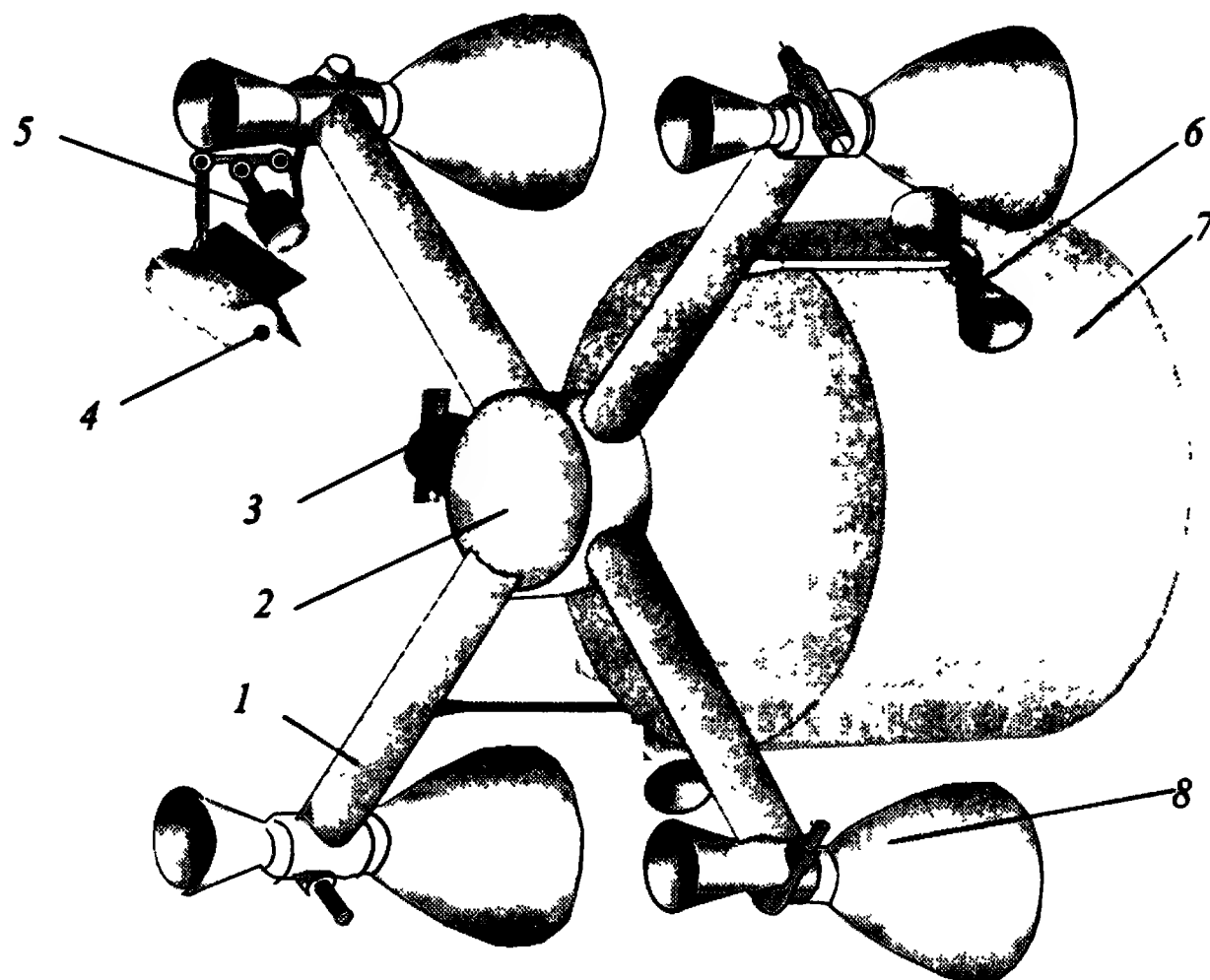


Рис. 10.5. Вариант компоновки РЭУ для разведения ГЧ (схема АРД):

1 – газоход; 2 – ресивер со стабилизатором давления;
 3 – предохранительный клапан; 4 – рулевая машинка; 5 – разгрузочное устройство; 6 – управляющий блок по каналу крена; 7 – газогенератор;
 8 – управляющий блок по каналам тангажа и рыскания

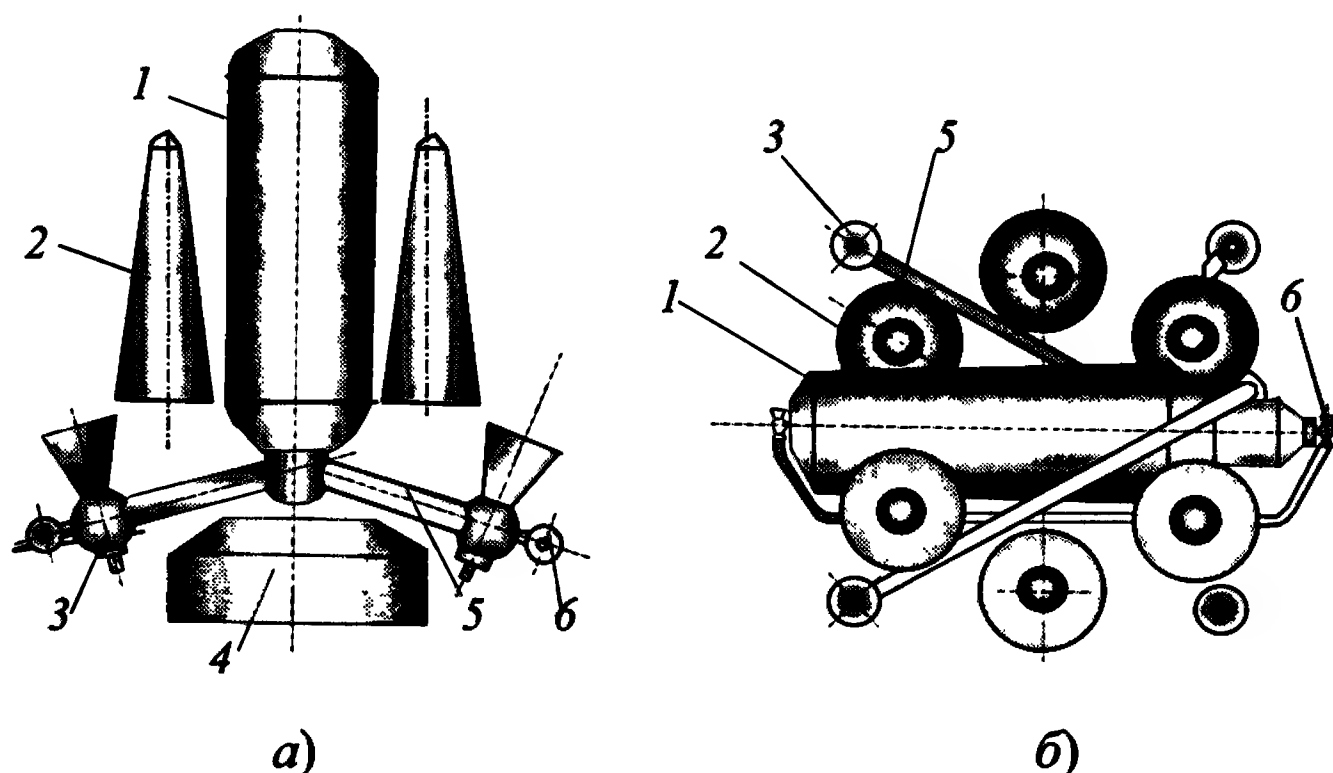


Рис. 10.6. Варианты компоновки ДУ в составе головной части:
 а – соосное расположение ГГ; б – асимметричное расположение ГГ:
 1 – газогенератор ДУ; 2 – боевой блок; 3 – управляющий сопловой блок;
 4 – приборный отсек; 5 – газовод; 6 – сопловой блок управления по крену

10.2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ РАКЕТ

Возросшие требования к уменьшению габаритных размеров и массы конструкций аэродинамических (авиационных, зенитных, противотанковых и т.п.) ракет привели к созданию многорежимных РДТТ с программируемым по времени уровнем тяги.

До недавнего времени существовало мнение, что средняя скорость и дальность горизонтального полета (пуска) тактических авиационных ракет определяются в основном энерговооруженностью ракеты и слабо зависят от программы изменения тяги или расхода топлива по времени. Следовательно, для обеспечения требуемых баллистических характеристик достаточно осуществить энергичный разгон ракеты до необходимой конечной скорости активного участка траектории за счет высокого стартового уровня тяги ДУ.

Между тем баллистический анализ показывает, что это мнение справедливо лишь для относительно малых запасов ракетного топлива:

$$\bar{M}_T = \frac{M_T}{M_K} \leq 0,4, \quad K_T = \frac{M_T}{M_0} \leq 0,286.$$

С увеличением запаса топлива, в особенности при $\bar{M}_T > 1,0$ ($K_T > 0,5$) (рис. 10.7), влияние параметров программы тяги на баллистические характеристики ракеты резко возрастает. При этом требования к программе тяги, обеспечивающей получение наибольших средней скорости ($\bar{V}_{cp} = \max$) и дальности полета ($\bar{L}_n = \max$), противоречат друг другу.

Максимальной дальности полета ($\bar{L}_n = \max$) соответствует время работы двигателя, равное времени полета

$$\bar{t}_a = \frac{t_{дв}}{t_{пол}} = 1.$$

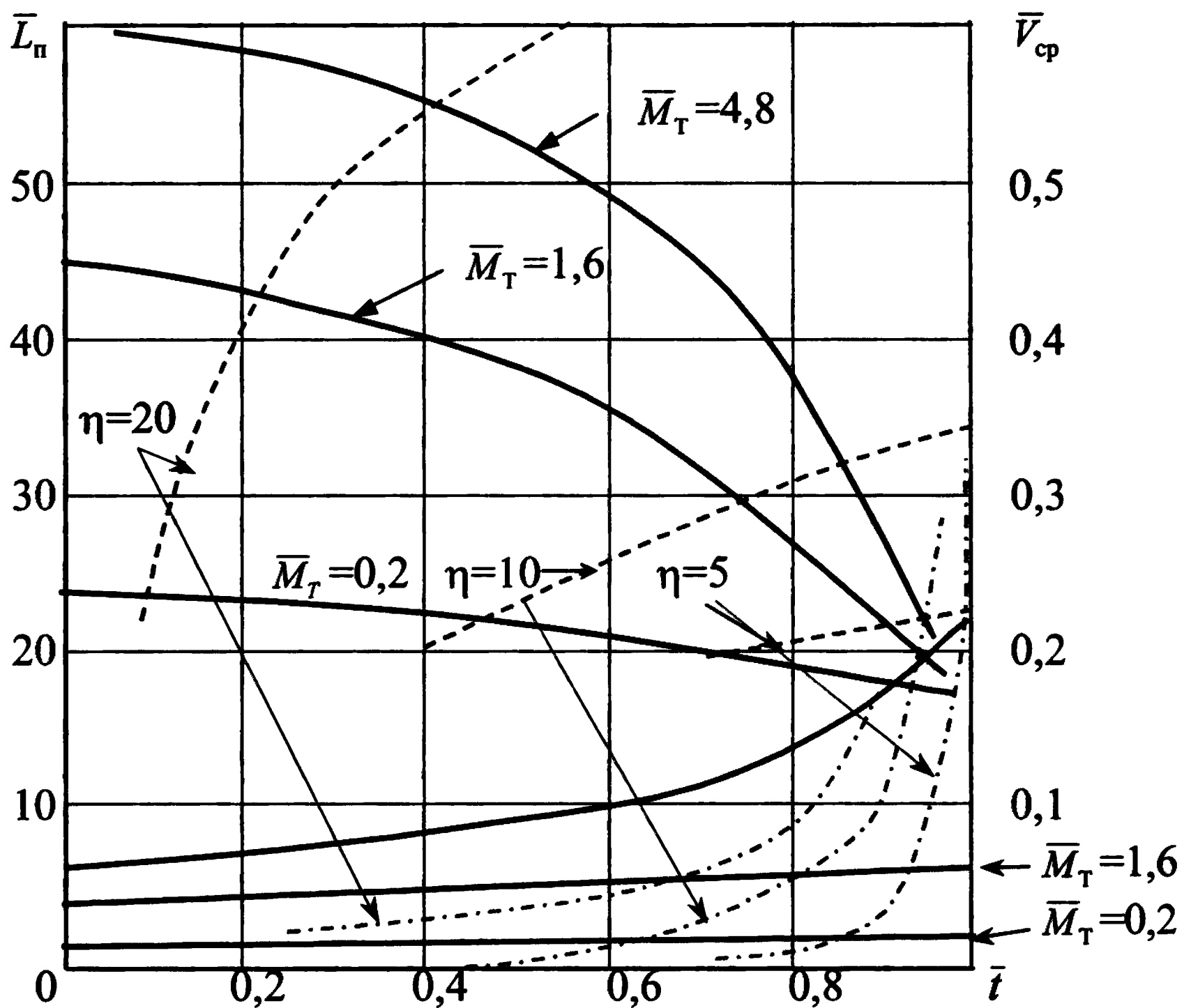


Рис. 10.7. Зависимости дальности и средней скорости горизонтального полета аэродинамической ракеты от запаса топлива и тяговооруженности:

$\bar{L}_n$ – безразмерная дальность; $\bar{V}_{cp}$ – безразмерная средняя скорость;

η – тяговооруженность ракеты на маршевом режиме полета;

$\bar{t}$ – относительное время работы ДУ

Напротив, $\bar{V}_{cp} = \max$ отвечает минимальное время работы двигателя на маршевом режиме и, следовательно, максимальная тяговооруженность ($\eta = \max$). Полученные из упомянутого анализа выводы качественно справедливы как для малых, так и для больших высот горизонтального полета в пределах атмосферы.

Следует также отметить, что при стрельбе ракетой по энергично маневрирующей воздушной цели условием, ограничивающим уровень маршевой тяги, является условие его достаточности для компенсации потерь скорости при выходе ракеты на большие углы атаки и для обеспечения маневра ракеты за счет добавочной боковой перегрузки, возникающей при этом от составляющей тяги двигателя. Из этих соображений может оказаться целесообразной пауза между стартовым и маршевым режимами работы ДУ на среднем участке траектории.

Сделанные выводы о значительной зависимости средней скорости и дальности полета от тяговооруженности ракеты на маршевом участке траектории по результатам баллистических расчетов, проведенных для ракет «воздух – воздух», следует считать качественно справедливыми также и для авиационных ракет класса «воздух – поверхность», противотанковых и крылатых ракет класса «поверхность–поверхность», совершающих после разгона на стартовом участке траектории горизонтальный полет на постоянной высоте, а также для ракет «поверхность – воздух», у которых энергетически наиболее тяжелая траектория при стрельбе в дальние точки зон пуска и поражения имеет малый угол наклона к горизонту.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что наряду с запасом топлива на баллистические характеристики высокоэнерговооруженных ракет оказывает определяющее влияние программа изменения тяги по времени.

По этим причинам энерговооруженность ракеты не может быть принята в качестве основного и единственного требования к ДУ аэродинамической ракеты, а также в качестве критерия оценки эффективности ДУ при выборе ее схемы и основных проектных параметров.

В состав основных требований к ДУ должны входить требования к программе изменения ее тяги по времени. Формирование требований к программе тяги ДУ аэродинамических ракет необходимо проводить в составе ракеты исходя из оценки ее баллистической эффективности, которая определяется на основании требований к летно-тактическим характеристикам (ЛТХ) ракеты на всей траектории ее полета.

С увеличением сверхзвуковых скоростей полета и увеличением аэродинамического совершенства современных и перспективных ракет все более значительным становится влияние на траекторию полета эффекта донного сопротивления, которое составляет до 30 % аэродинамического сопротивления на пассивном участке траектории, а на активном участке при определенных условиях значительно уменьшается. Эффект донного сопротивления приводит к усилению влияния времени работы ДУ на дальность и среднюю скорость полета ракет.

Таким образом, для современных аэродинамических ракет, имеющих значительную энерговооруженность, которой соответствует большой относительный запас топлива ($\bar{M}_T > 0,4$) и значительные сверхзвуковые скорости маршевого полета, необходимо программное управление тягой ДУ, обеспечивающее оптимальный профиль скорости ракеты на траектории с учетом накладываемых на ЛТХ ракеты ограничений. Зависимость тяги ДУ от времени имеет, как правило, два уровня тяги: стартовый и маршевый.

Стартовый уровень тяги ограничивается по верхнему пределу продольной перегрузкой ракеты, которую способны выдержать аппаратура управления и другие элементы ракеты, по нижнему пределу – условиями безопасного старта ракеты с носителя и условиями обеспечения входа ракеты в «луч» системы управления при теленаведении ракеты.

Суммарный импульс стартового режима обычно ограничен по нижнему пределу требованиями удаления ракеты на безопасное расстояние до взведения взрывателя боевой части ракеты.

Показано, что РДТТ с изменяемой программой тяги позволяет увеличить баллистическую дальность пуска энерговооруженной ракеты класса «воздух – воздух» в различных условиях ее использования на 10 ... 30 % по сравнению с ракетой, имеющей двухрежимный РДТТ с неизменной программой тяги, который, в свою очередь, по сравнению с однорежимным двигателем обеспечивает увеличение в дальности на 15 %.

Применение адаптируемого РДТТ многократного включения (РДТТ МВ) целесообразно на ракетах «воздух – поверхность».

РДТТ двукратного включения с регулируемой паузой между включениями используется на американской ракете этого класса SRAM (AGM-69). При пуске ракеты на максимальную дальность по баллистической траектории с больших высот используется нулевая пауза между импульсами тяги. Продолжительная пауза используется при пуске с малой высоты полета при прорыве системы ПВО по полубаллистической траектории или в режиме следования рельефу местности, когда за счет повторного запуска РДТТ на конечном или среднем участках траектории соответственно достигается либо увеличение конечной скорости ракеты перед встречей с целью, либо поддерживается на необходимом уровне скорость ракеты на низковысотной траектории при скрытом подходе к цели.

Для авиационных ракет с комбинированными системами управления характерно отсутствие управления на начальной части траектории полета, использование энергичного управления на участке теленаведения при проведении коррекций траектории, а также после перехода системы управления ракеты на самонаведение. За счет применения подобных методов управления полетом в сочетании с адаптивным управлением уровня тяги ДУ и специальными траекториями полета значительно повышается эффективность этих ракет. Применительно к ракете класса «воздух – воздух» типа MRAAM показано, что при использовании оптимальных настильных траекторий полета, метода «сингулярного возмущения» для оптимального управления полетом на среднем участке траекторий РДТТ двукратного включения и специального алгоритма для его повторного включения на траектории возможно увеличение внешних границ зон пуска ракеты на $\sim 100 \dots 125 \%$, дальности отлета от носителя на 28% , конечной скорости на 25% , а также сокращения времени достижения цели на $\sim 5 \%$ и величины пролета ракеты относительно цели в $9,5$ раза по сравнению с ракетой, имеющей такие же массогабаритные характеристики и использующей при традиционных методах управления двухрежимный РДТТ. Показано, что применение РДТТ двукратного включения на ракете такого же типа при использовании траекто-

рий горизонтального полета и обычных методов наведения позволяет увеличить дальность пуска и дальность отлета при стрельбе на встречных курсах по неманеврирующей цели при $H = 0$ соответственно на 26 и 6 % по сравнению с ракетой, имеющей двухрежимный РДТТ.

В ряде работ показано также, что применение РДТТ двукратного включения с форсированием тяги перед встречей с целью обеспечивает значительное (более чем на 30 %) увеличение максимальных границ гарантированных зон пуска и поражения зенитных управляемых ракет (ЗУР) при стрельбе по целям, совершающим интенсивный противоракетный маневр.

Характер изменения давления в камере сгорания двухрежимного РДТТ авиационной ракеты при различных температурах заряда показан на рис. 10.8.

Возможные конструктивные схемы РДТТ двукратного включения аэродинамических ракет представлены на рис. 10.9.

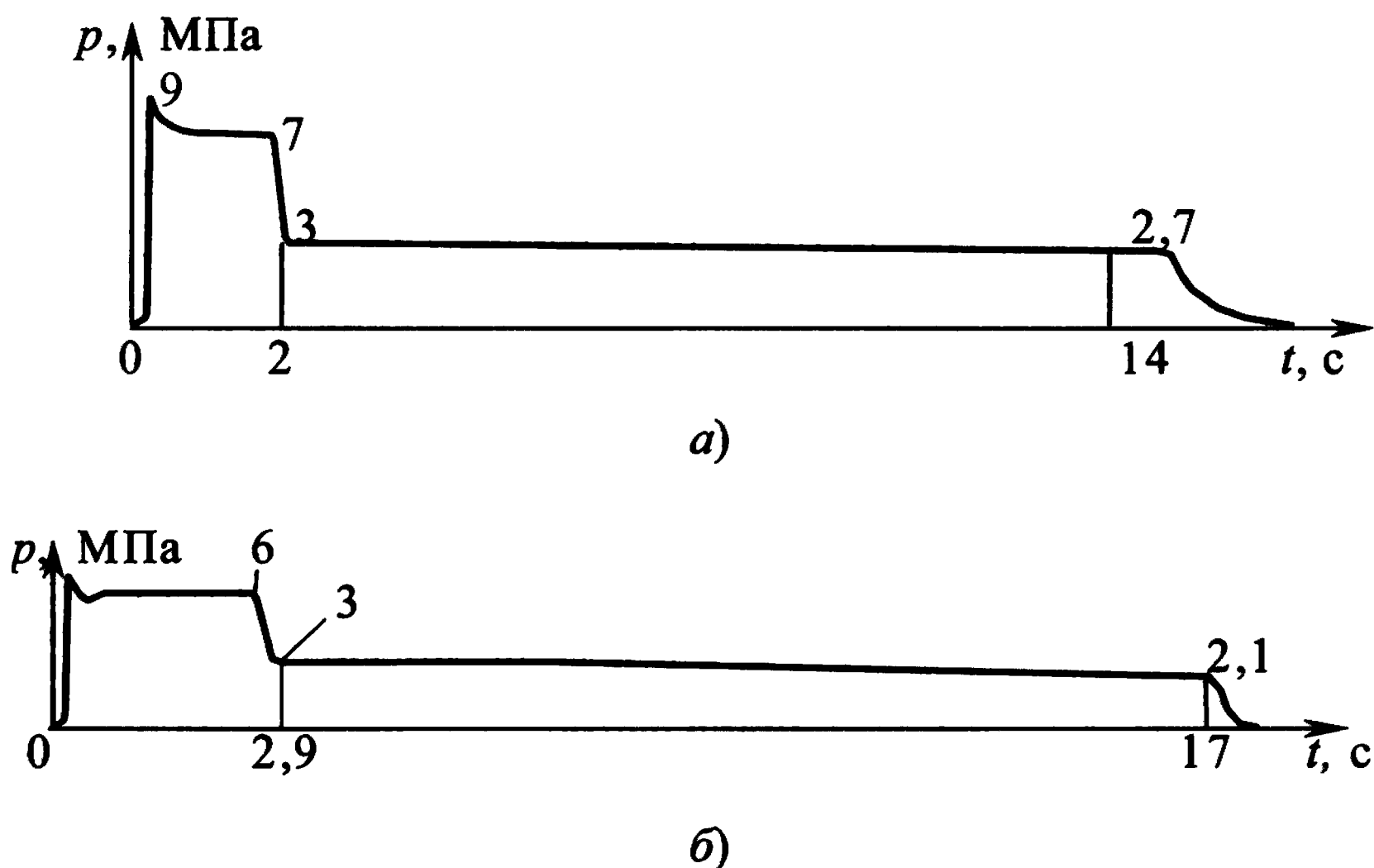


Рис. 10.8. Изменение давления в камере двухрежимного двигателя:
 $a - T = +50^\circ\text{C}$; $b - T = -40^\circ\text{C}$

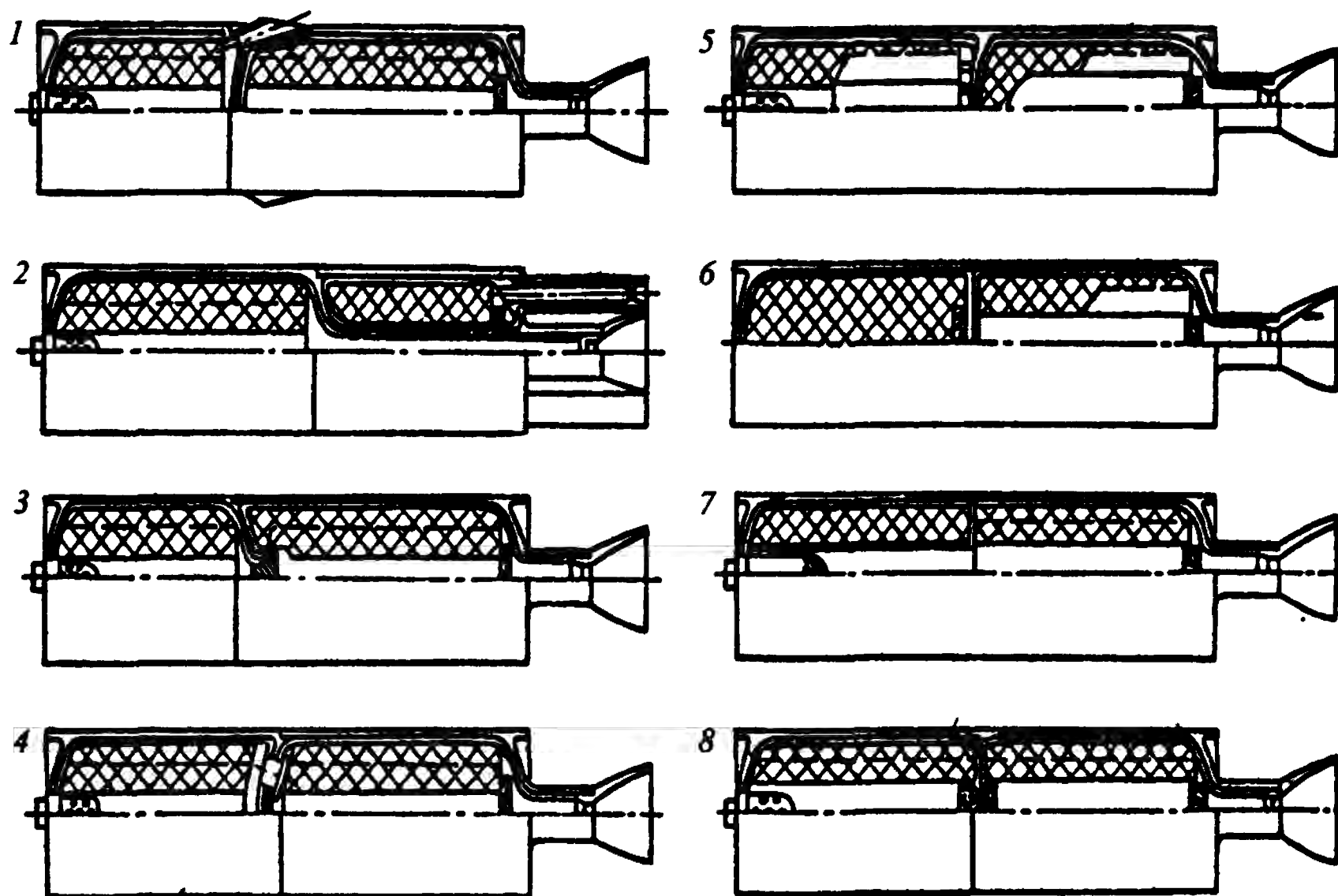


Рис. 10.9. Возможные конструктивные схемы РДТТ двукратного включения

На рис. 10.9: 1 соответствует двухкамерному двигателю с наклонными соплами маршевой ступени; 2 – двухкамерному двигателю с центральным газоводом; 3 – двухкамерному двигателю с промежуточным соплом; 4 – однокамерному двигателю с промежуточным днищем; 5 – однокамерному двигателю с мембранно-разделительным узлом; 6 – однокамерному двигателю с зарядом торцевого горения на втором включении; 7 – однокамерному двигателю с эластичной разделительной оболочкой; 8 – однокамерному двигателю с несилевой перегородкой и тепловым фильтром.

Конструкция РДТТ трехкратного включения для авиационной ракеты показана на рис. 10.10.

Другой пример двигательной установки трехкратного включения представлен на рис. 10.11.

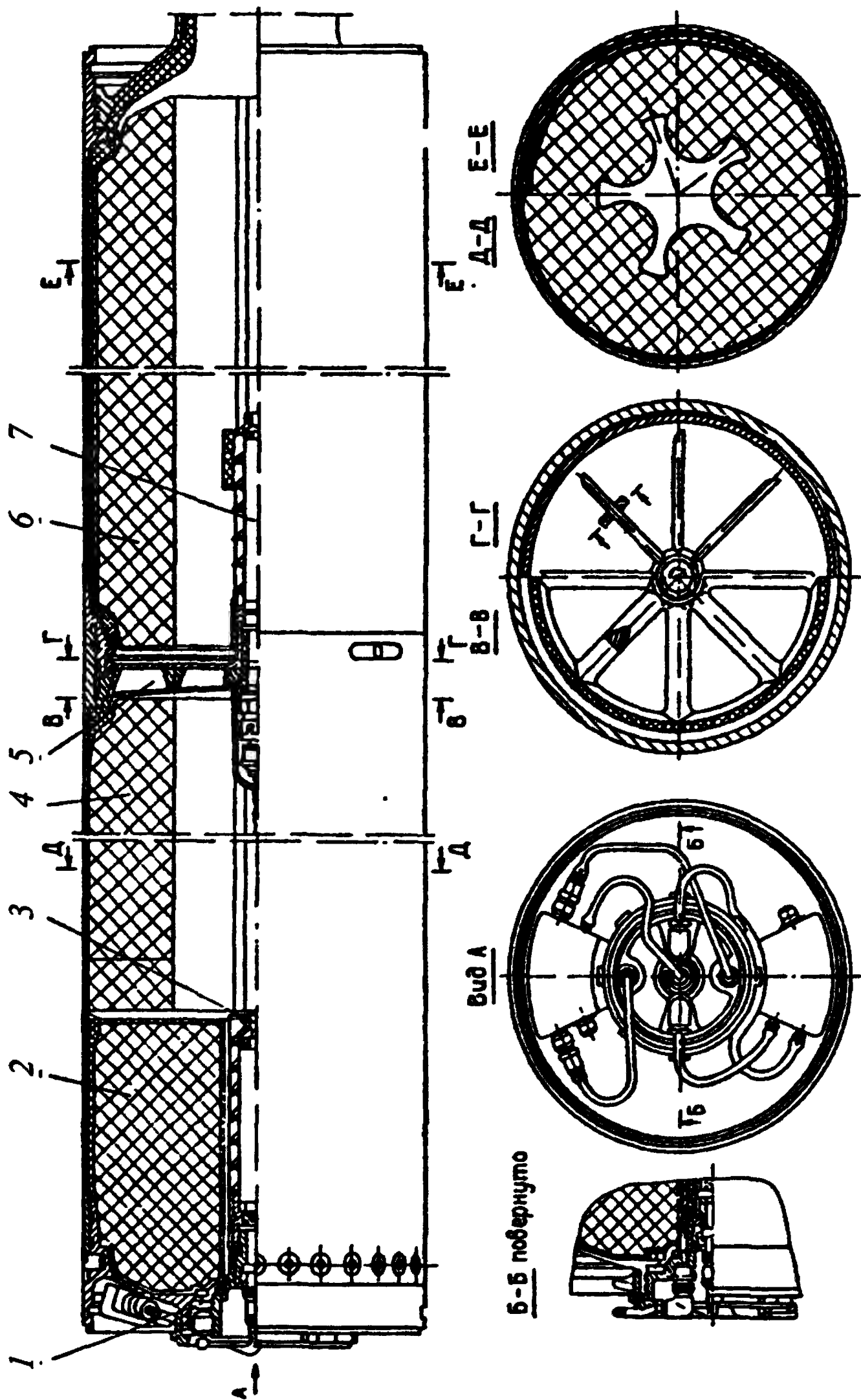


Рис. 10.10. РДТГ трехкратного включения:

- 1 – воспламенитель заряда третьего включения;
- 2 – заряд третьего включения;
- 3 – воспламенитель заряда второго включения;
- 4 – заряд второго включения;
- 5 – мембранный раздельный узел;
- 6 – заряд первого включения;
- 7 – воспламенитель заряда первого включения

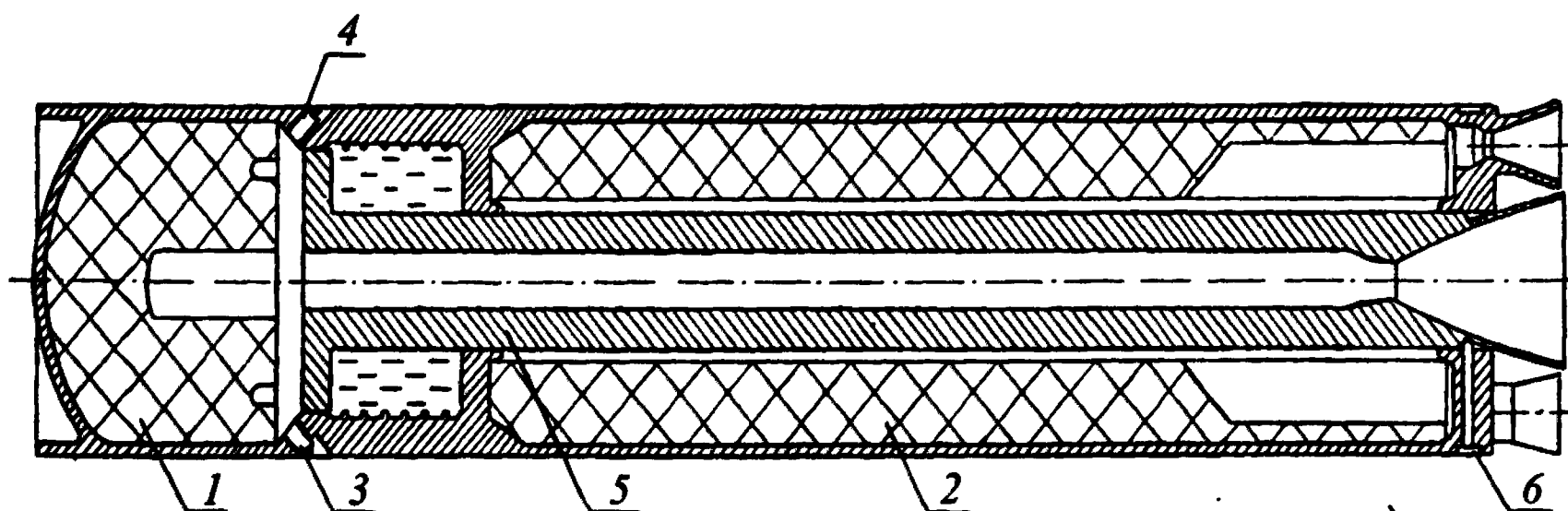


Рис. 10.11. Двигательная установка трехкратного включения

Двигательная установка состоит из двигателя большой тяги 1, снабженного простым одноразовым УГГ, и двигателя малой тяги 2. Двигатель большой тяги снабжен двумя воспламенителями 3 и 4. Дифференциальный поршень 5 УГГ (и соответственно газовый тракт) двигателя 1 проходит через двигатель малой тяги 2 и зафиксирован пирозамком 6. В зависимости от последовательности и времени команд, подаваемых:

- на один из воспламенителей 3 двигателя 1;
 - на воспламенитель (на рисунке условно не показан) двигателя 2;
 - на второй воспламенитель 4 двигателя 2,
- представленная двигательная установка обеспечивает работу в соответствии с какой-либо циклограммой, возможные примеры которых приведены на рис. 10.12.

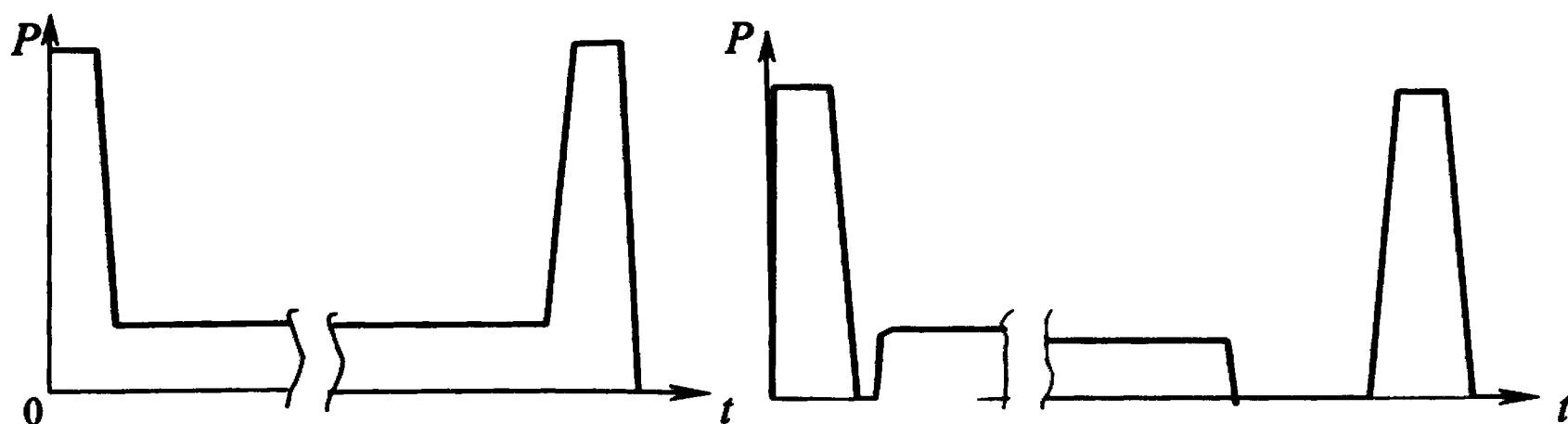


Рис. 10.12. Циклограммы работы ДУ трехкратного включения

При повторном включении двигателя 1 дифференциальный поршень 5 находится в смещенном положении. Поэтому между открытой металлической стенкой стакана УГГ и корпусом двигательной установки размещен теплозащитный слой.

10.3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ ГЛУБОКОВОДНЫХ АППАРАТОВ

В ходе исследований установлено, что применение регулируемой энергоустановки для глубоководного противолодочного аппарата (торпеды) является весьма перспективным.

Некоторые сравнительные характеристики торпед и их энергоустановок приведены в табл. 10.1 и 10.2.

Вариант схемно-конструктивного решения энергосиловой установки представлен на рис. 10.13.

Система регулирования газогенератора (СРГ) предназначена для управления работой энергосиловой установки (ЭСУ) в режиме оперативного регулирования. Регулирование ЭСУ осуществляется изменением частоты вращения турбонасосного агрегата (ТНА) ЭСУ путем изменения массового расхода ГГ за счет воздействия тепловым ножом совместно с перекрытием (открытием) одной из двух групп газопроводов.

10.1. Сравнительные характеристики торпед

Параметры	Варианты		
	1	2	3
Калибр, мм	342	342	350
Длина ЭУ, мм	1760	1850	1800
Предельная глубина применения, м	600	800 ... 1000	1000
Максимальная скорость хода, м/с	23	28,3	40
Время работы, соответствующее V_0 , с	360	360	40 ... 50
Мощность на валу, кВт	70	180	900 ... 910

10.2. Сравнительные данные по характеристикам энергосиловых установок торпед

Параметры	Варианты		
	1	2	3
Калибр, мм	350	350	350
Длина ЭСУ, мм	1800	1750	1700
Полная масса ЭСУ, кг	255	243	168 ... 270
Масса заряда / масса топлива, кг	123/108	107/97	175/165
Температурный диапазон эксплуатации, °С	±50	±50	±50
Число режимов работы	3	3	1
Диапазон изменения внутрикамерного давления, МПа	3 ... 30	9 ... 30	11 ... 23,5
Тяга ($T = 20\text{ °С}$; $H = -400\text{ м}$), Н	6350	6200	4730
Время работы ($T = 20\text{ °С}$; $H = -400\text{ м}$), с	103	113	58
Суммарный импульс, Н · с ($T = 20\text{ °С}$; $H = -400\text{ м}$)	654050	700600	274398
Отношение суммарного импульса на единицу массы топлива, Н · с/кг	6060	71193	1669
H – глубина погружения.			

В рассматриваемом варианте в состав СРГ входят:

- тепловой нож (ТН) с телескопическим гидроприводом;
- двухпозиционный газовый клапан (ДГК) многократного действия, состоящий из электроуправляющего устройства, привода и переключающего узла;
- регулятор слива (РС);
- датчики входных параметров, выдающих сигналы p_k и p_n ;
- электронный блок (ЭБ), вырабатывающий сигналы управления ЭСУ для управления РС и ДГК.

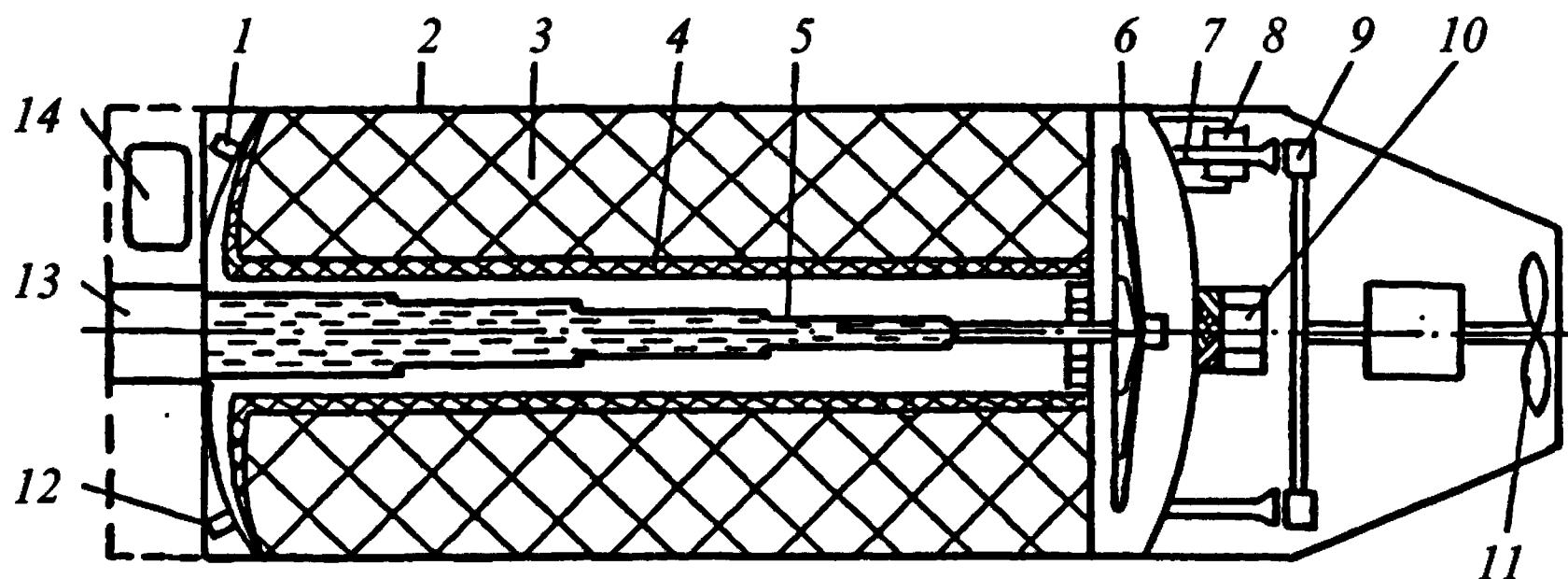


Рис. 10.13. Схемно-конструктивная компоновка энергосиловой установки:

1 – датчик внутрикамерного давления; 2 – корпус ГГ; 3 – заряд;
 4 – разрезаемая бронировка; 5 – блок телескопических гидроцилиндров;
 6 – тепловой нож; 7 – газовод; 8 – двухпозиционный газовый клапан;
 9 – турбонасосный агрегат; 10 – воспламенительное устройство;
 11 – движитель; 12 – датчик наружного давления;
 13 – регулятор слива; 14 – электронный блок

Вариант блок-схемы системы регулирования газогенератора представлен на рис. 10.14.

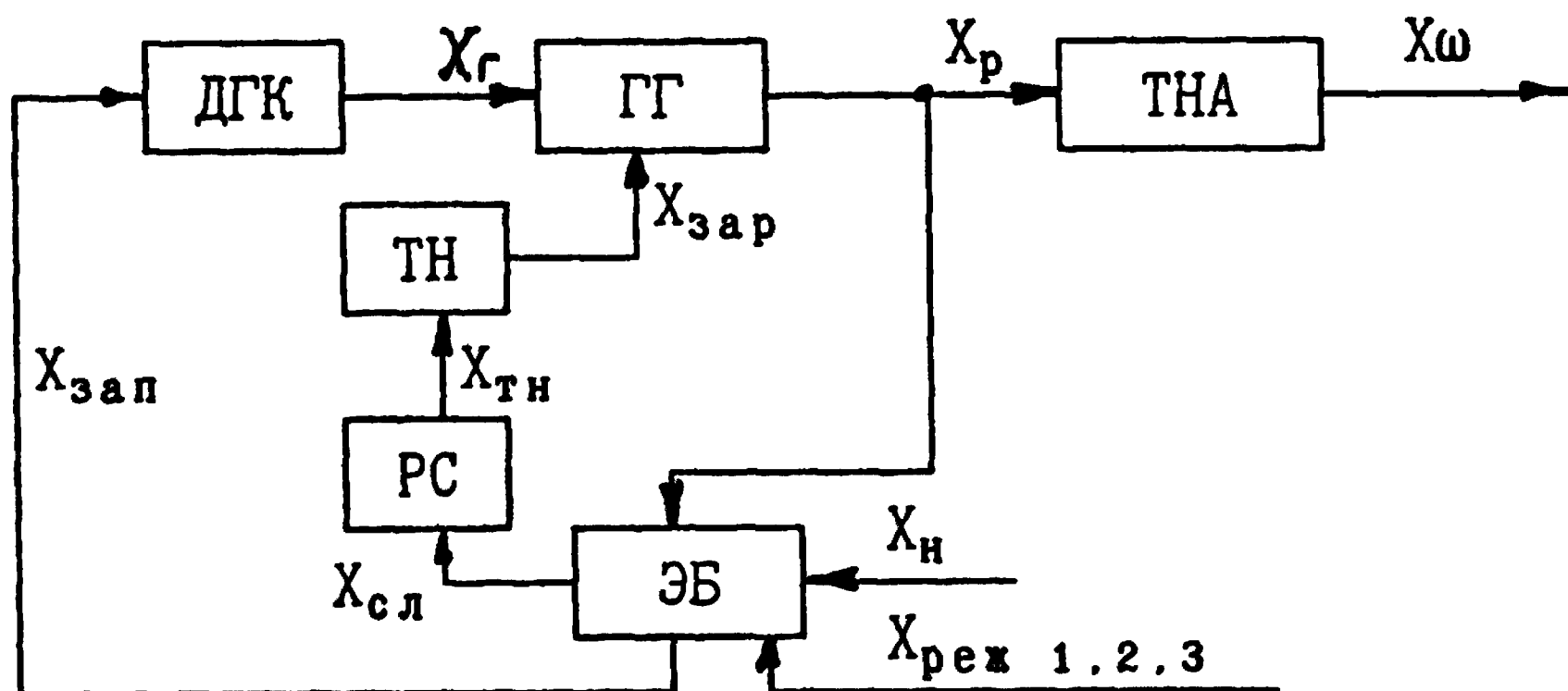


Рис. 10.14. Вариант блок-схемы СРГ (X-сигнал по параметру)

10.4. РЕГУЛИРУЕМЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ С БОЛЬШИМ ВРЕМЕНЕМ РАБОТЫ

Выходные параметры регулируемых двигательных установок с большим временем работы определяются конечной совокупностью конкретных потребителей, возможностями компоновки, условиями эксплуатации и находятся в диапазоне значений:

- массовый расход газа 0,002 ... 3 кг/с;
- рабочее давление в КС 0,3 ... 30 МПа;
- температура продуктов сгорания 500 ... 2000 К;
- содержание конденсированной фазы в продуктах сгорания $K_{\phi} \leq 0,5 \%$;
- время работы до 3600 с;
- время выхода на режим не более 0,15 с;
- температурный диапазон эксплуатации $-54 \dots +60 \text{ }^{\circ}\text{C}$.

Энергоустановки с большим временем работы могут быть как непрерывного, так и прерывистого действия. Длительное время работы могут обеспечивать установки с зарядами шнурового типа (см. рис.6.4) или со спиральным зарядом (рис. 10.15). ГГТТ состоит из корпуса с термопокрытием, заднего доньшка и термоизолированного переднего доньшка с уплотнениями в виде резиновых колец. Во внутренней полости ГГТТ размещается ТТ многозаходный спиральный заряд, состоящий из топлива и бронировки.

С помощью вставки из оргстекла, заполняющей внутреннюю полость заряда, осуществляется фиксация заряда во внутренней полости путем поджатия к заднему доньшку с помощью деталей: втулки, цапфы, упора и винта. Между зарядом и стенками корпуса,

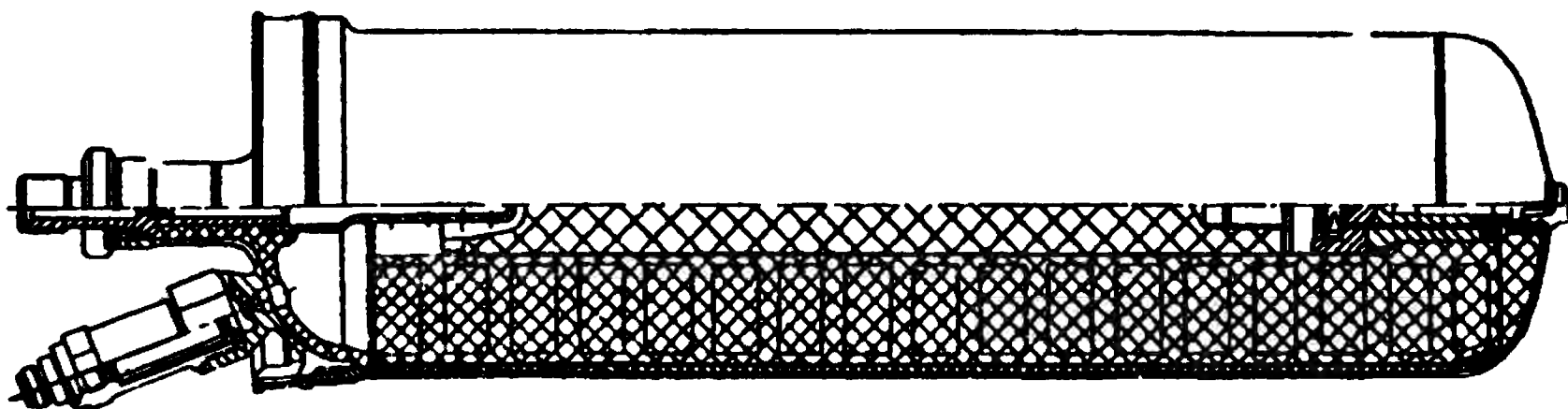


Рис. 10.15. Схема ГГТТ со спиральным зарядом

а также между вставкой и внутренней поверхностью заряда устанавливаются резиновые полосы, которые своим основанием крепятся в шпультке и цапфе и предотвращают поперечные колебания заряда при вибрации. В центре переднего доньшка крепится мундштук с газовым заборником. На переднем доньшке монтируется пусковое устройство.

Перспективные разработки в области создания маневрирующих головных частей баллистических ракет, комплексных энергосистем ракет определяют решение следующих задач:

- увеличение глубины регулирования расхода газа до 40;
- обеспечение импульсных режимов с малым отношением времени работы к времени молчания 0,5 ... 0,01;
- обеспечение адаптивной циклограммы работы с нерегулярным изменением импульсного и непрерывного режимов функционирования.

Решение указанных задач сводится к обеспечению последовательного сжигания зарядов ТТ порциями и применению промежуточного ресивера для хранения продуктов сгорания высокого давления с последующим экономичным использованием его у потребителя. На рис. 10.16 представлена схема системы управления, ориентации и стабилизации (СУОС) головной части баллистической ракеты, реализующая упомянутые принципы. В газогенераторах 1 используется низкотемпературное топливо. Конструкция отдельного газогенератора представлена на рис. 10.17.

Характер изменения основных внутрибаллистических параметров СУОС представлен на рис. 10.18.

В широком диапазоне изменения давления в ресивере амплитуда пульсаций давления у сопловых аппаратов не превышает 10 %. При полном импульсе порядка 1000 Н·с расчетный удельный импульсный составляет 90 ... 120 Н·с/кг.

На рис. 10.19 представлена схема объединенной твердотопливной энергосиловой установки, предназначенной для обеспечения программного движения управляемого изделия по траектории:

- на внеатмосферном участке (до $H > 50$ км) в составе СУОС;

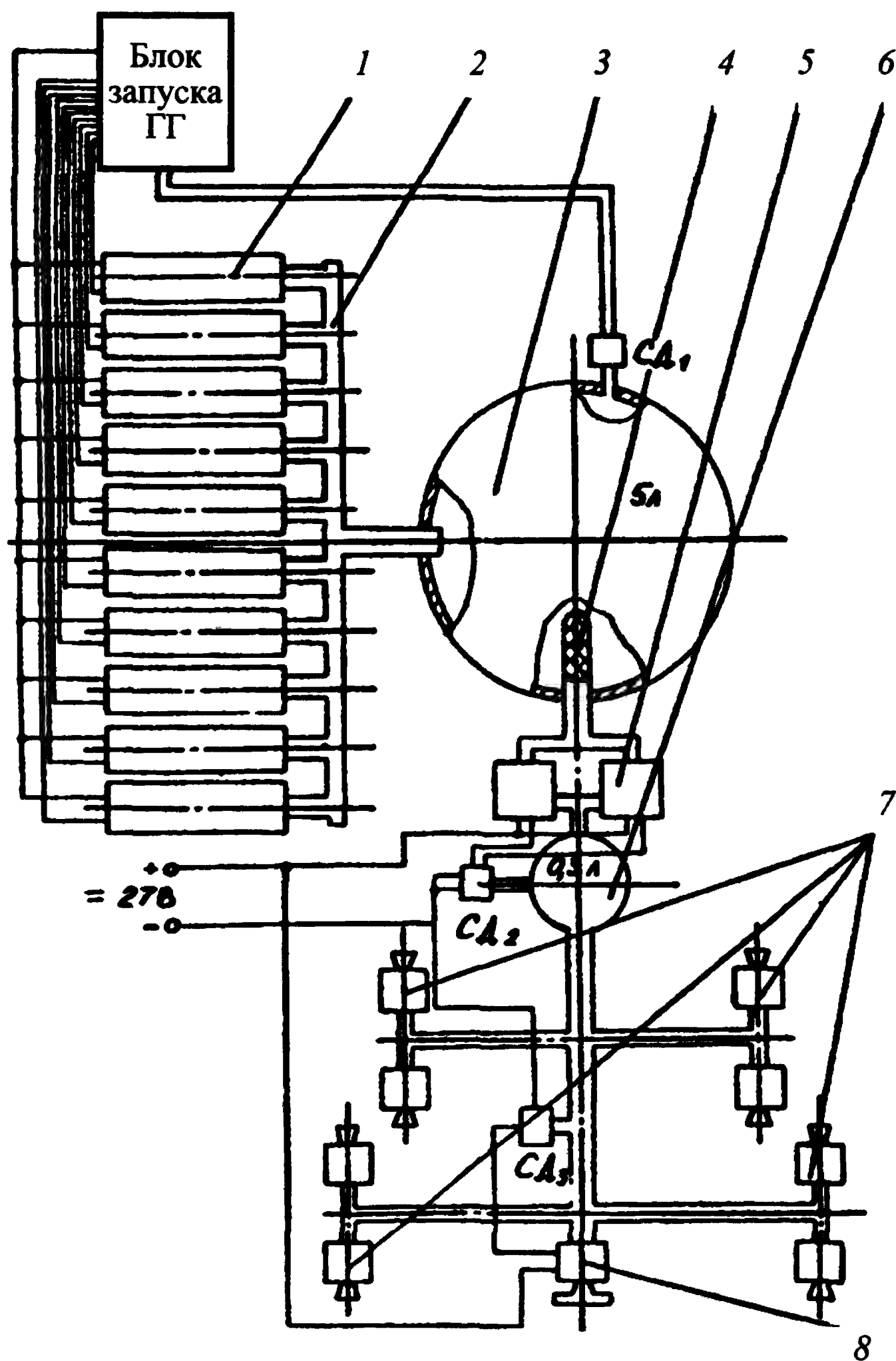


Рис. 10.16. Схема системы управления, ориентации и стабилизации:

1 – ГГТТ; 2 – коллектор; 3 – ресивер; 4 – заборник газа;
 5 – регулятор расхода; 6 – малый ресивер;
 7 – сопловой аппарат; 8 – клапан сброса;
 СД₁, СД₂, СД₃ – сигнализаторы давления

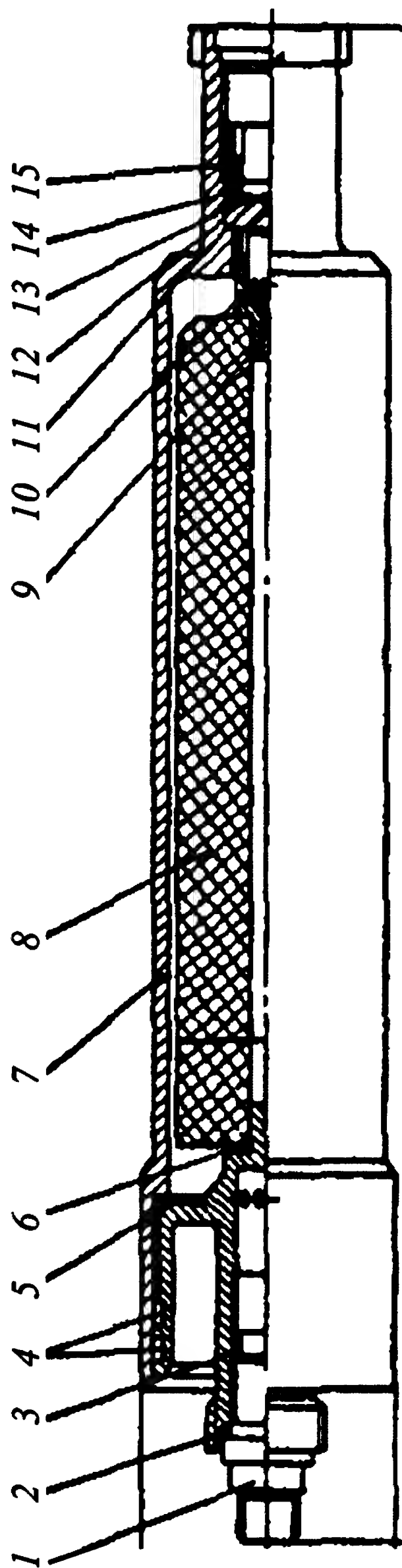


Рис. 10.17. Конструкция газогенератора:

1 – пиропатрон; 2 – прокладка; 3 – доннышко;
 4 – кольцо; 5 – экран; 6 – компенсатор; 7 – камера;
 8 – заряд ТГ; 9 – изолятор; 10 – диафрагма;
 11 – прокладка; 12 – сопло; 13 – мембрана;
 14 – шайба; 15 – гайка

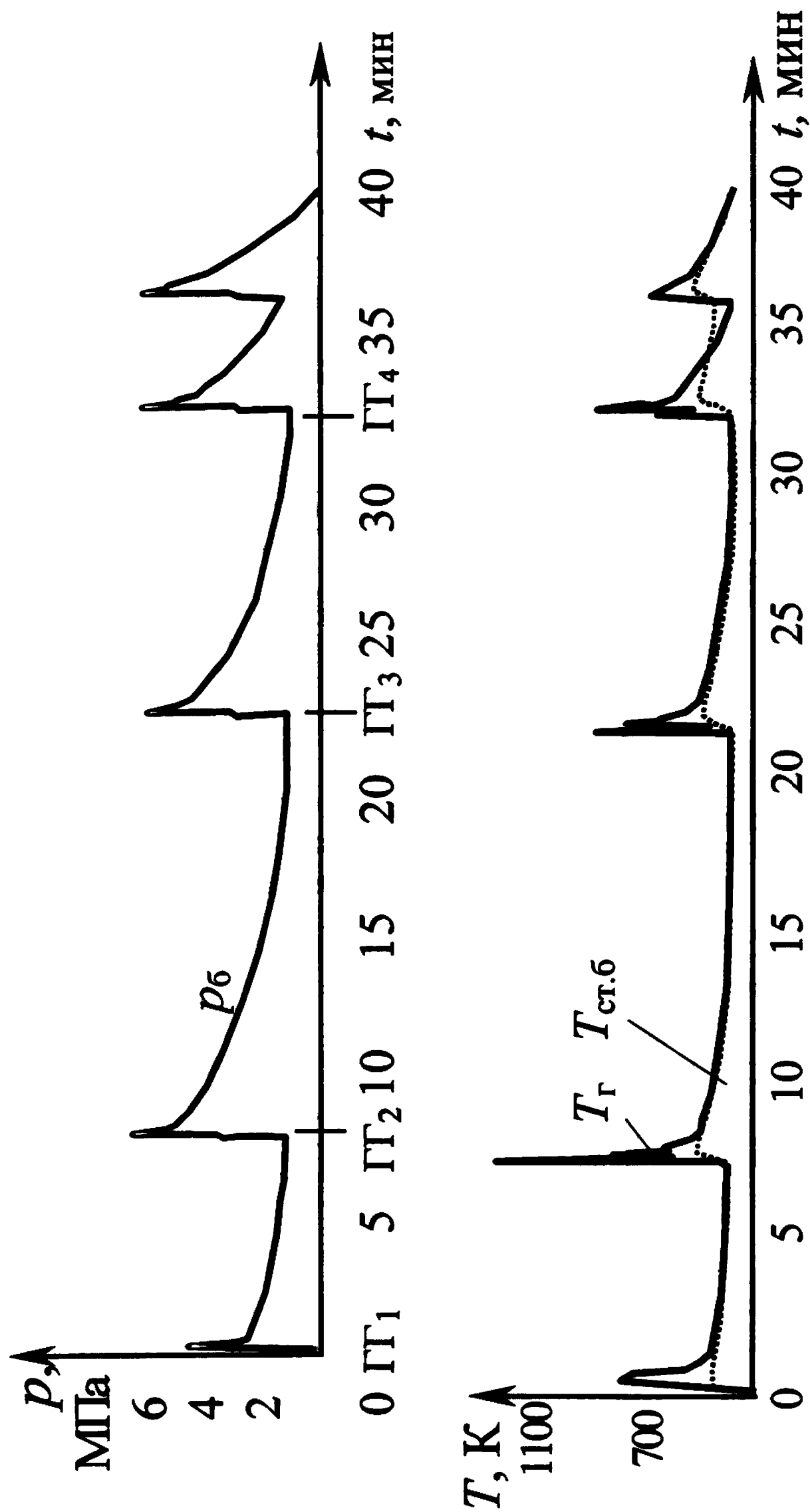


Рис. 10.18. Изменение давления и температуры в различных точках СУОС:
 p_6 – давление в большом ресивере; T_{Γ} , $T_{\text{ст.б}}$ – температура газа и стенки большого ресивера;
ГГ₁, ГГ₂, ГГ₃, ГГ₄, ГГ₅ – газогенераторы

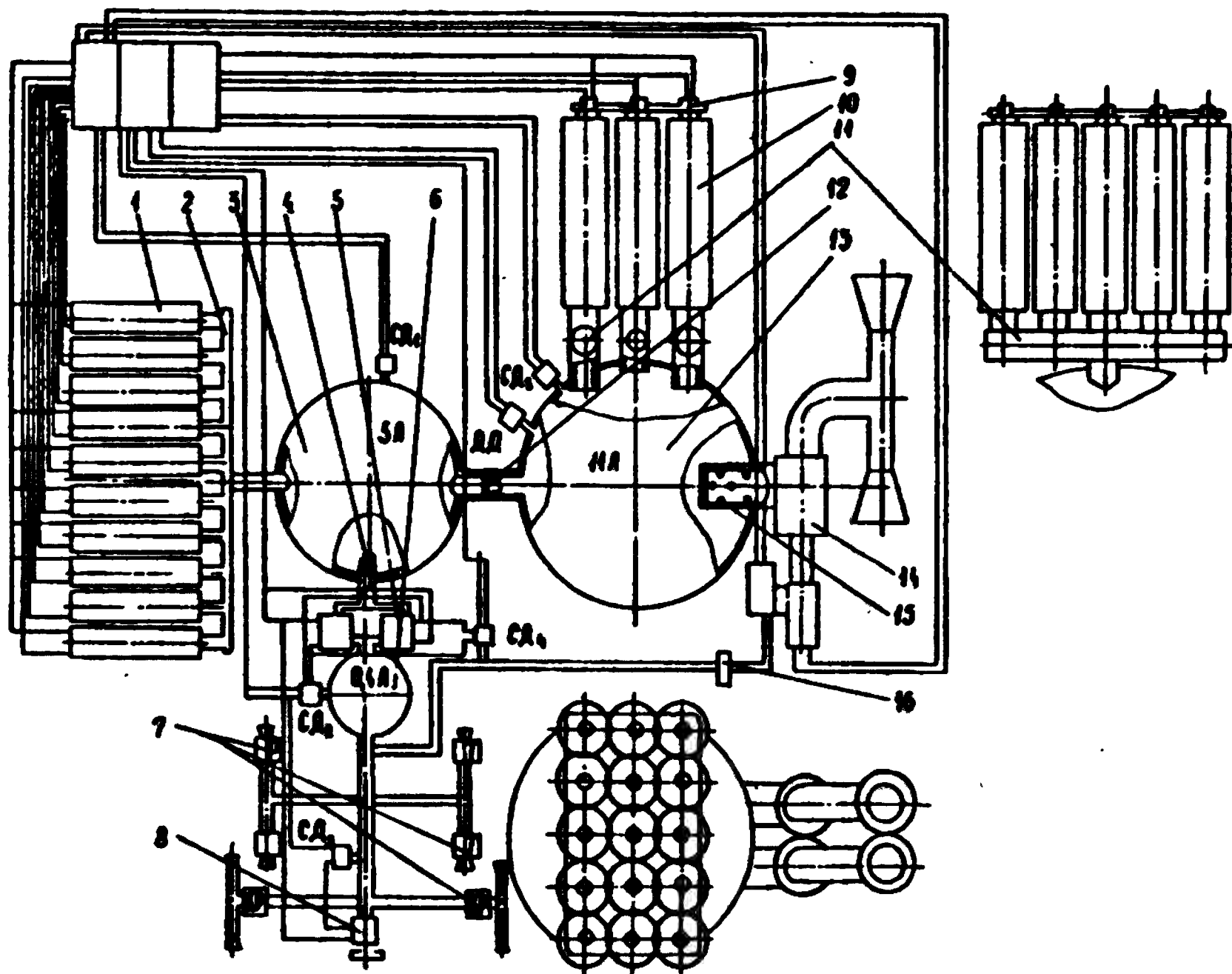


Рис. 10.19. Схема объединенной двигательной установки:

1, 10 – газогенераторы; 2, 11 – коллекторы; 3 – ресивер;
 4, 15 – заборники газа; 5 – регулятор расхода; 6 – малый ресивер;
 7, 14 – сопловые аппараты; 8 – клапан сброса; 9 – стяжки;
 12, 16 – мембранные узлы; 13 – ресивер; ДД – датчик давления;
 СД₁, СД₂, СД₃, СД₄, СД₅ – сигнализаторы давления

• на атмосферном участке нисходящей траектории ($H < 50$ км) в составе системы стабилизации по крену. Взаимосвязь элементов ДУ и логика работы системы регулирования понятны из приведенной схемы. Сигнализаторы давления СД₁ – СД₄ определяют следующие уровни рабочего давления в газопроводящем тракте:

- давление запуска ($\sim 2,0$ МПа) очередного ГГТТ СУОС;
- нижний уровень давления перед сопловыми аппаратами;
- верхний уровень давления ($\sim 1,2$ МПа) перед сопловыми аппаратами;

- уровень давления ($\sim 3,0$ МПа) в управляющем каскаде соплового аппарата ДУ крена;

- **давление запуска ($\sim 4,0$ МПа) очередного ГГТТ ДУ крена.**

Максимальный уровень давления в ресивере СУОС не превышает 15 МПа.

Тяга сопловых аппаратов регулируется с помощью блока управления или БЦВМ путем выработки команды на отработку величины хода штока СА на основе информации о требуемой тяге и располагаемом давлении газа в ресивере, измеряемом с помощью датчика давления ДД.

На рис. 10.20 представлена схема комплексной энергосистемы.

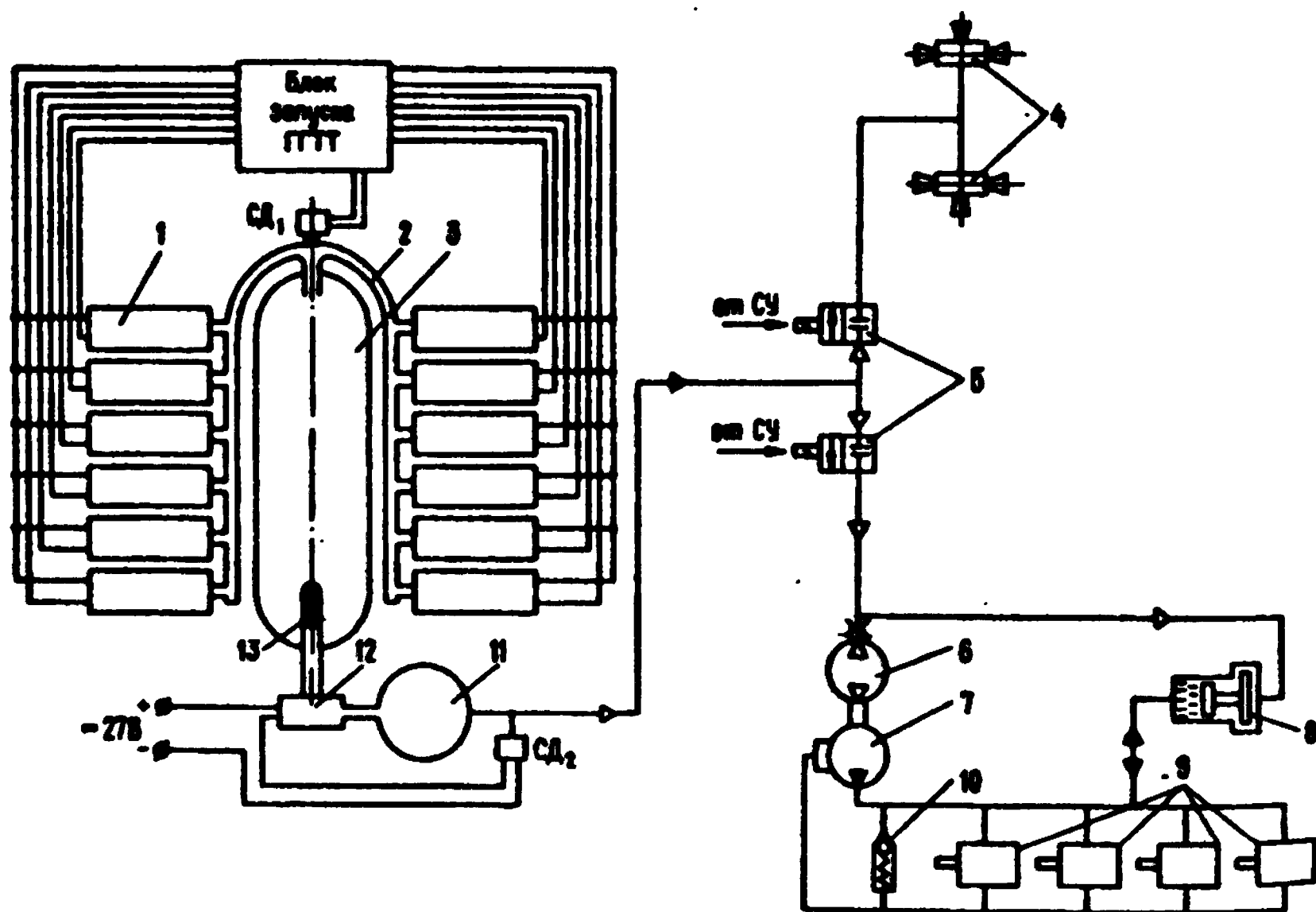


Рис. 10.20. Схема комплексной энергосистемы:

1 – ГГТТ; 2 – коллектор; 3 – большой ресивер;

4 – исполнительные элементы; 5 – отсечной клапан; 6 – газовый мотор;

7 – насос; 8 – гидрогазоаккумулятор; 9 – рулевые машинки;

10 – переливной клапан; 11 – малый ресивер; 12 – клапан-редуктор;

13 – заборник газа; СД₁, СД₂ – сигнализаторы давления;

СУ – система управления

Здесь газогенераторный источник (ГГИ) функционирует в импульсном и непрерывном режимах, обеспечивая работу следующих потребителей: сопловых аппаратов курса, тангажа, крена, создающих управляющие усилия на внеатмосферных участках траектории; газогидравлических рулевых приводов для управления на атмосферном участке траектории.

В рассмотренных выше энергосистемах используется большое количество газогенераторов. Общий заряд, состоящий из единичных зарядов, может быть размещен в одном газогенераторе (рис. 10.21).

Недостаток такой схемы – низкая надежность работы заряда вследствие наличия большого числа теплозащитных перегородок, отделяющих одну порцию заряда от другого.

Возможно создание двигательной установки с большим временем работы на основе применения теплового ножа (рис. 10.22).

Двигательная установка состоит из ресивера 13 с регулируемым соплом 12, газогенератора 9 с зарядом 10 из топлива принудительного горения, подвижного теплового ножа 7, связанного через регулирующий клапан 2, имеющий привод 3 и сопло безтягового сброса газа 1, с теплоизолированным пороховым аккумулятором давления (ПАД) 5, давление в котором создается при сгорании заряда 4. Газогенератор 9 с ресивером 13 связан через обратный клапан 11. Тепловой нож имеет канал для прохода горячего газа на перфорированную поверхность торца 8 и упругий элемент 6. На ресивере 13 установлен датчик давления 14.

Двигательная установка работает следующим образом. При сгорании заряда 4 в ПАД 5 создается давление высокотемпературных продуктов сгорания твердого топлива, которое при открытом клапане 2 передается в полость над подвижным тепловым ножом 7 и перемещает его, прижимая перфорированным торцом 8 к поверхности заряда 10. Одновременно часть горячих газов проходит внутри теплового ножа 5, нагревая его, и через перфорированную поверхность 8 обдувает заряд 10. При одновременном тепловом и механическом воздействии ножа 7 на заряд 10 последний воспламеняется и продукты его сгорания через обратный клапан 11 заполняют ресивер 13 до рабочего уровня давления. После достижения заданного давления датчик 14 выдает сигнал на привод 3, и клапан 2 перекрывает магистраль подвода горячего газа из ПАД в полость теплового ножа 7, одновременно открывая сопло безтягового сброса 1 для отвода горячего газа из полости

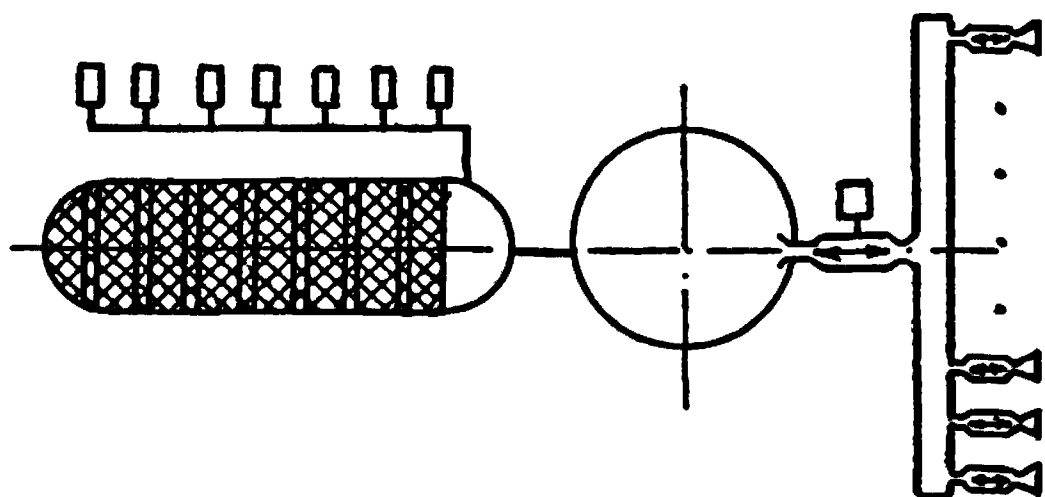


Рис. 10.21. Альтернативный вариант энергоустановки с большим временем работы

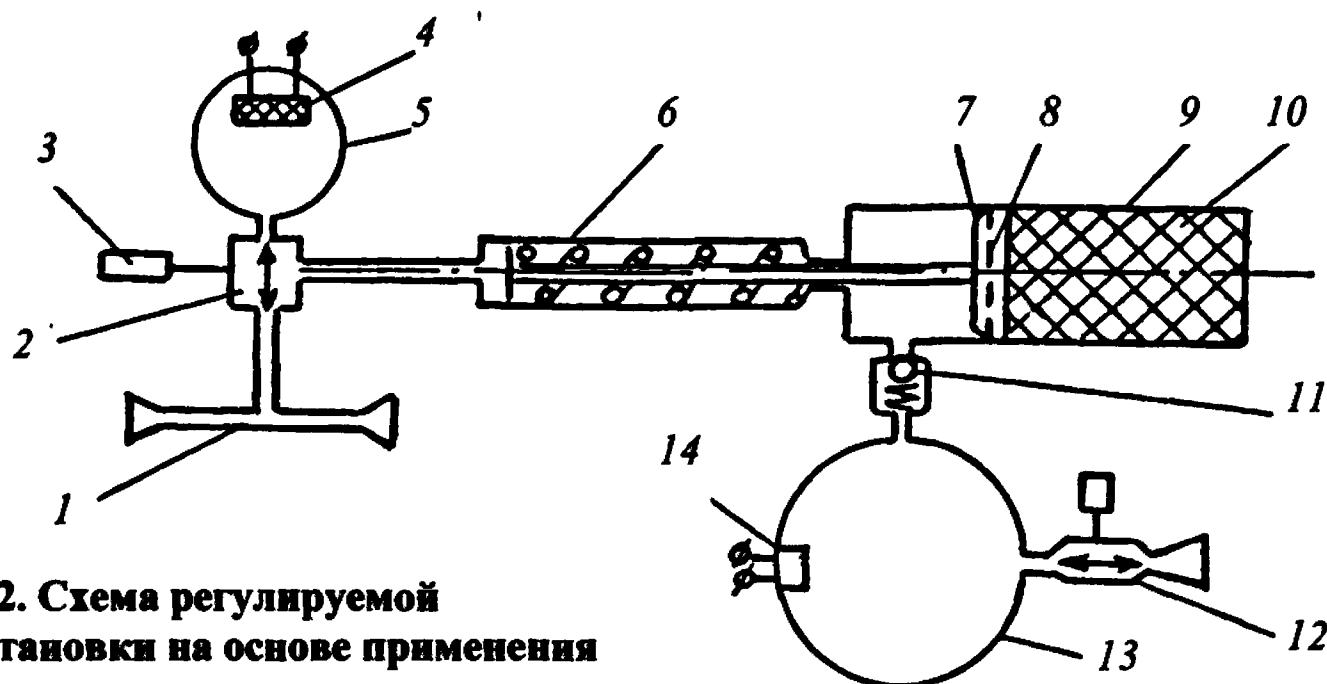


Рис. 10.22. Схема регулируемой энергоустановки на основе применения теплового ножа

ножа 7. При этом упругий элемент 6 отводит тепловой нож 7 от заряда 10. Топливо принудительного горения при этом гаснет. В это время на рабочем режиме ДУ происходит истечение продуктов сгорания из ресивера 13 через регулируемое сопло 12. После падения давления в ресивере 13 ниже минимального рабочего уровня датчик 14 выдает сигнал на привод 3, и клапан 2 вновь открывает доступ продуктам сгорания из ПВД 5 в полость теплового ножа 7. Рабочий цикл воспламенения заряда 10 повторяется, и происходит дозаправка ресивера 13 до рабочего уровня давления, после чего двигатель вновь пригоден к функционированию.

10.5. РЕГУЛИРУЕМЫЕ РДТТ АКТИВНО-РЕАКТИВНЫХ СНАРЯДОВ

Для обеспечения высокой точности попадания в цель активно-реактивных снарядов (АРС) может быть использована следующая схема движения: в каждый момент времени тяга двигателя равна лобовому сопротивлению снаряда

$$P = C_x S_m \rho \frac{V^2}{2}, \quad (10.5)$$

где C_x – коэффициент лобового сопротивления; S_m – площадь миделевого сечения снаряда; V – скорость движения снаряда.

Управление тягой двигателя АРС осуществляется по продольному ускорению, измеряемому акселерометром.

Применительно к АРС решена задача определения закона необходимой тяги двигателя по времени полета снаряда. Графики зависимости требуемой тяги РДТТ от времени полета АРС при экстремальных условиях стрельбы показаны на рис. 10.23. На графике θ – угол возвышения ствола. Проектные проработки показывают, что в случае реализации РДТТ, регулируемого простым изменением площади критического сечения сопла, твердое ракетное топливо должно иметь следующие характеристики, определенные при стандартных условиях: $I_{уд} \geq 2100$ м/с; $u \approx 20$ мм/с; $v = 0,7$.

При таком сочетании баллистических характеристик двигатель становится очень чувствительным к воздействию факторов внешней среды.

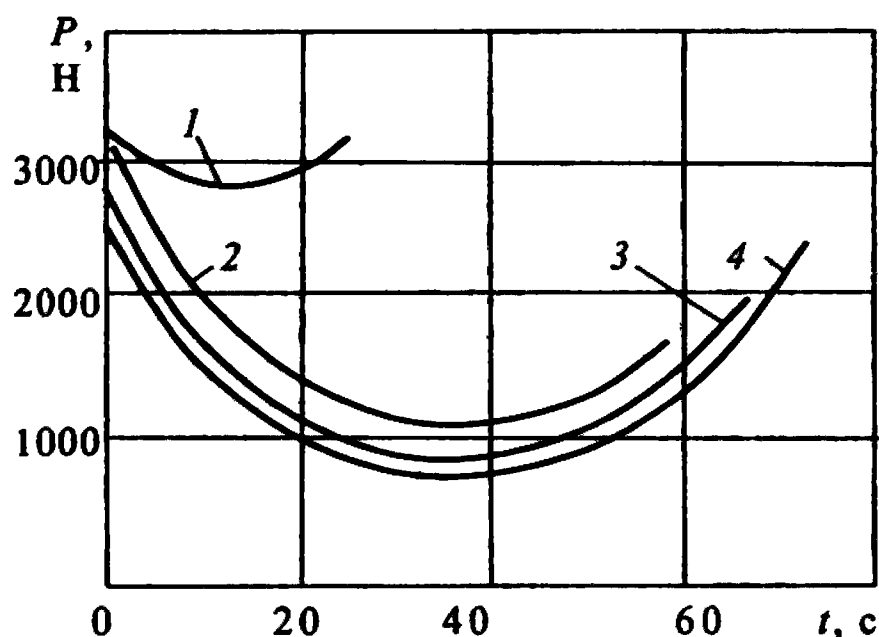


Рис. 10.23. Изменение тяги РДТГ активно-реактивного снаряда с упрощенной системой управления:
 1 – для $T = -50^\circ\text{C}$, $\theta = 12,5^\circ$; 2 – для $T = -50^\circ\text{C}$, $\theta = 40^\circ$; 3 – для $T = 15^\circ\text{C}$, $\theta = 40^\circ$; 4 – для $T = +50^\circ\text{C}$, $\theta = 40^\circ$

По этой причине выгоднее применять схему РДТГ с тепловым ножом, в котором используется твердое топливо с традиционным сочетанием баллистических характеристик (рис. 10.24).

Наличие жидкости в канале заряда благоприятно сказывается на прочности заряда во время выстрела снаряда из ствола артиллерийского орудия. Схема РДТГ с обычным гидрорегулированием поверхности горения (без применения теплового ножа) в рассматриваемом случае будет неэффективна на заключительном участке траектории, поскольку развитие поверхности горения в такой схеме осуществляется только за счет слива жидкости из центрального канала заряда.

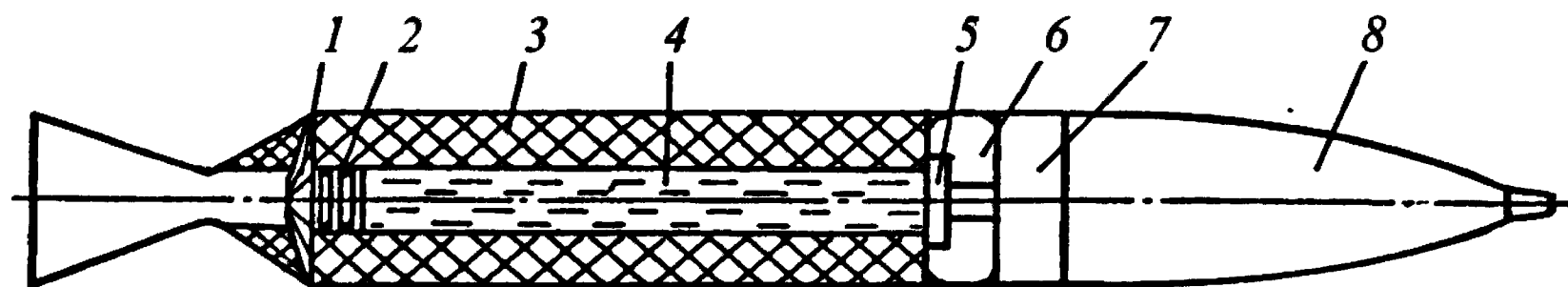


Рис. 10.24. Схема активно-реактивного снаряда:
 1 – ТН; 2 – поршень; 3 – заряд; 4 – жидкость; 5 – регулятор слива;
 6 – емкость слива; 7 – СУ; 8 – головная часть

10.6. СИСТЕМЫ ЭКСТРЕННОГО ЗАПУСКА ТРАНСПОРТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Запуск транспортных двигателей (дизелей, карбюраторных, газотурбинных двигателей) традиционно осуществляется с помощью электростартера, системы воздухопуска или с помощью специального пускового двигателя. Запуск транспортных двигателей в зимних условиях – задача весьма сложная: падает емкость аккумуляторов, существенно увеличивается вязкость масла, растут тепловые потери. В качестве дублирующих систем запуска транспортных двигателей, особенно в зимних условиях, могут применяться пиротехнические системы на основе использования продуктов сгорания твердых ракетных топлив. Кратко рассмотрим схемы пиротехнического запуска транспортных двигателей.

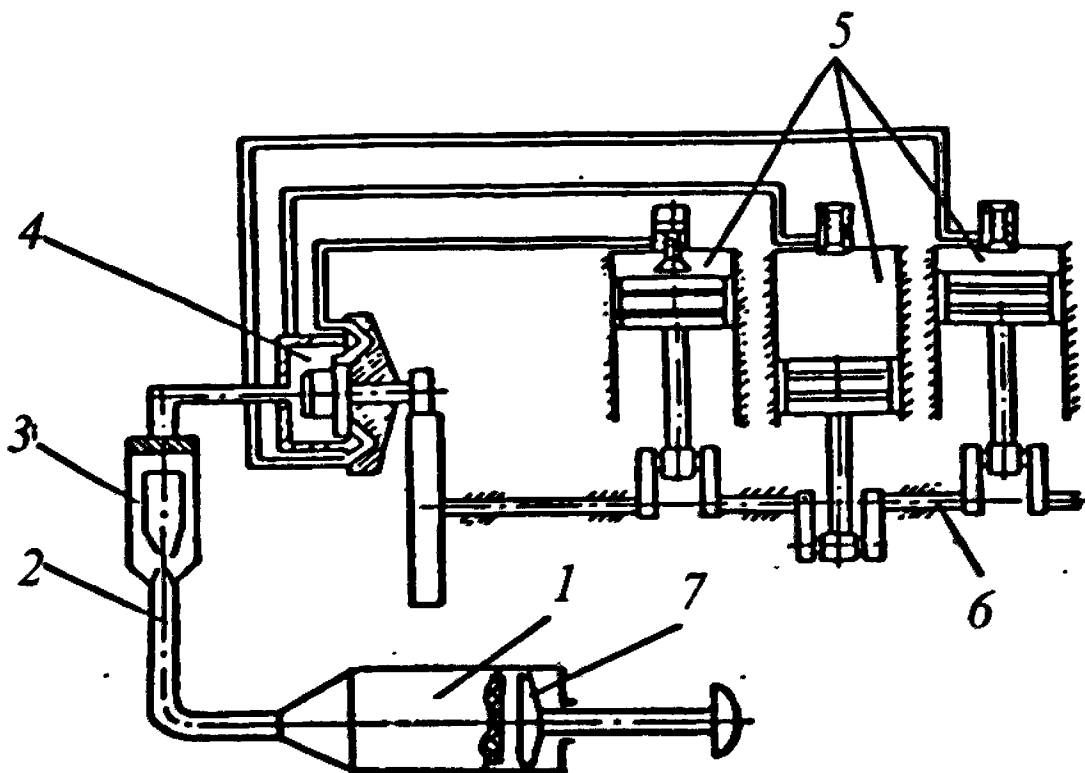


Рис. 10.25. Система прямого запуска дизеля:

- 1 – пороховой газогенератор; 2 – трубопровод; 3 – фильтр; 4 – распределитель;
5 – цилиндры дизеля; 6 – коленчатый вал; 7 – устройство форсирования

Система прямого пуска дизелей (СПП) (рис. 10.25) предназначена для ускоренной раскрутки коленчатого вала до пусковой частоты и создания тем самым условий для запуска дизеля. Допускает применение при температуре $\pm 50^{\circ}\text{C}$. Может быть использована в качестве зимней, аварийной или дублирующей системы на дизелях, оснащенных системой воздухопуска.

В зависимости от типоразмеров используемых дизелей основные характеристики экспериментальных образцов СПП в расчете на один запуск следующие:

Номинальная мощность, развиваемая СПП на валу дизелей, кВт:	
типа Д6, УТД-20	12 – 20
типа В-2	20 – 30
типа М-50	30 – 35
Время работы СПП, с	2 – 4
Секундный расход, г/с	60 – 200
Масса конструкции СПП, кг	12 – 25
Требуемая масса заряда для одного запуска, кг	0,2 – 0,5

Твердотопливный пневмогазостартер (ПГС) предназначен для раскрутки до пусковой частоты и запуска дизельных и газотурбинных двигателей. Допускается применение при температуре $\pm 50^{\circ}\text{C}$. Может быть использован в качестве зимней или дублирующей системы прокрутки, особенно для дизелей, не оборудованных системой воздухопуска, и двухтактных дизелей типа 5ТД.

ПГС (рис. 10.26) состоит из регулируемого ГГ 1, соединенного газопроводом 4 с пневмогазовым двигателем (ПГД) 5 роторного типа. Соединение ПГД с двигателем осуществляется через обгонную муфту 6. При необходимости ПГС содержит теплообменник 2 и фильтр 3.

ПГД роторного типа представляет собой цилиндрический корпус с установленным внутри него ротором с эксцентриситетом. В пазах ротора размещены плоские текстолитовые лопатки, которые могут перемещаться в радиальном направлении.

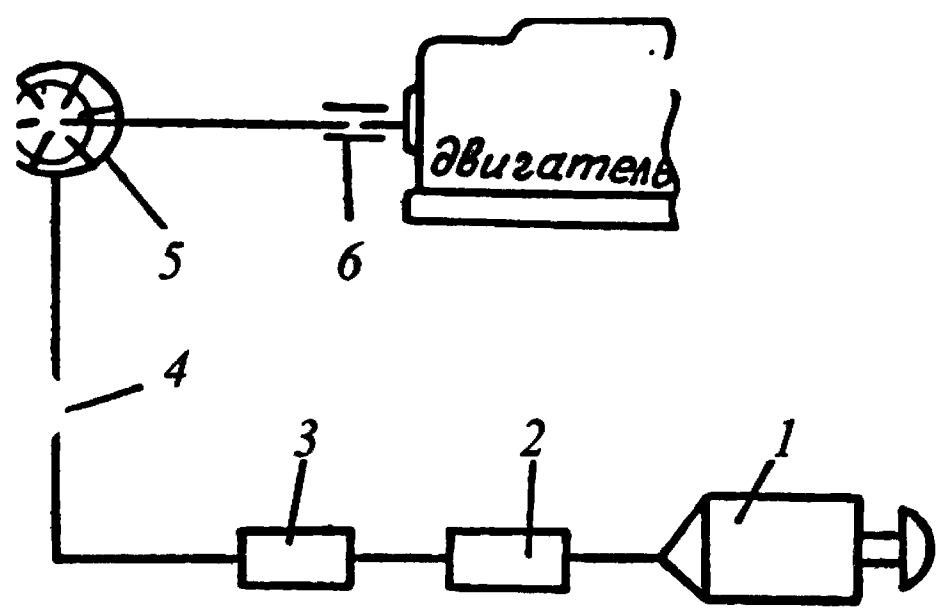


Рис. 10.26. Принципиальная схема пневмогазостартера:
1 – регулируемый тензогенератор; 2 – теплообменник; 3 – фильтр;
4 – газопровод; 5 – пневмогазовый двигатель роторного типа; 6 – муфта

Техническая характеристика разового запуска

Мощность на валу, кВт	20 – 30
Максимальный крутящий момент, Н · м	150
Диапазон изменения расхода газа, г/с	130 – 200
Частота вращения выходного вала (максимальная), с ⁻¹	3000 ⁺⁵⁰⁰
Время запуска, с	2 – 5
Масса конструкции, кг:	
ПГС	40
ПГД	25
Масса заряда на один запуск, кг	0,4 – 0,8

Твердотопливный турбостартер (ТС) предназначен для раскрутки до пусковой частоты и запуска газотурбинных двигателей. ТС может обеспечить ускоренный (за 10 ... 15 с) запуск ГТД в экстренных случаях: при глубокой отрицательной температуре, при отказе системы электропуска. Допускается применение ТС при температуре ±50 °С. Принципиальная схема ТС представлена на рис. 10.27.

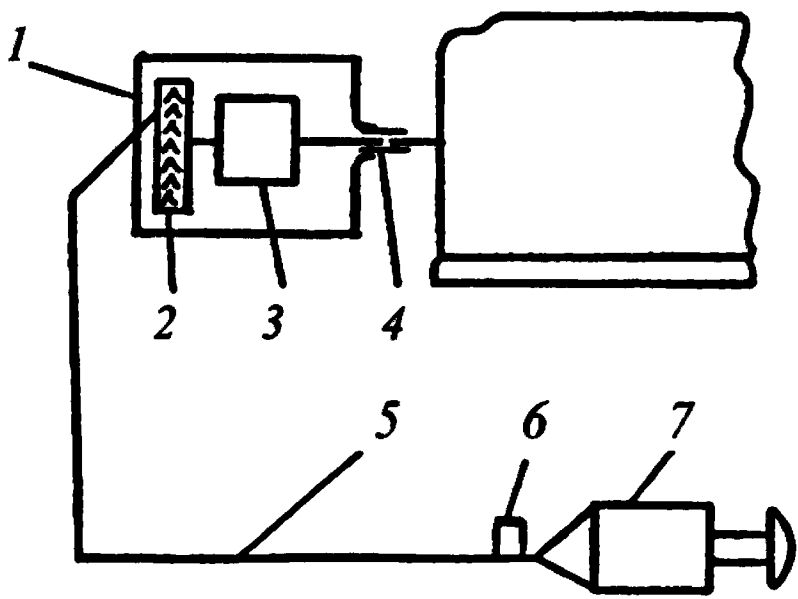


Рис. 10.27. Принципиальная схема турбостартера

ТС состоит из регулируемого ГТ 7, соединенного газоводом 5 с турбопри-
водом 1. В последнем имеется газовая турбина 2, редуктор 3 и обгонная муфта 4.
В состав ТС входят также предохранительные клапаны 6, которые исключают
работу турбины на давлении, превышающем допустимый уровень.

**Техническая характеристика экспериментальных образцов ТС
на базе воздушного стартера СтВ-10 авиационного двигателя Д-30**

Мощность при времени работы 10 ... 16 с, кВт	до 55 – 75
Максимальный крутящий момент, Н · м	120 – 200
Диапазон изменения расходов, г/с	100 – 250
Частота вращения выходного вала (максимальная), с ⁻¹	5500 ₋₅₀₀
Масса конструкции ТС, кг	20 – 25
Потребная масса заряда для одного запуска, кг	1,5 – 2,5

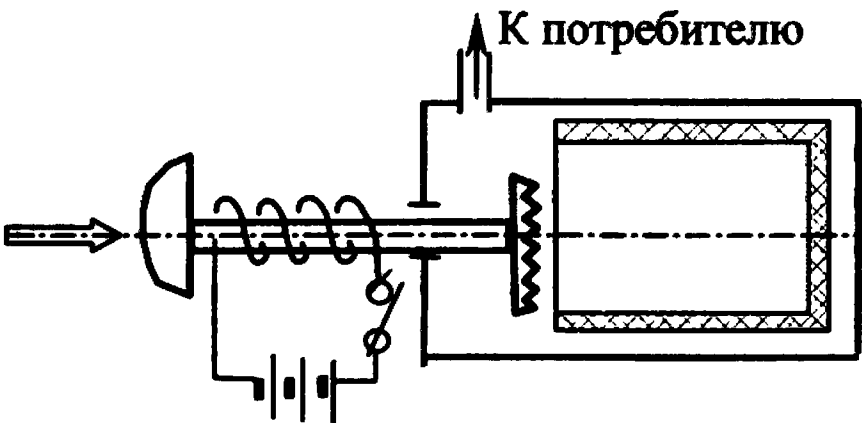
Суммарная масса твердотопливного заряда определяется, как правило, ис-
ходя из требований по кратности применения газогенератора без перезарядки с
учетом габаритных ограничений на компоновку системы запуска.

При использовании для запуска транспортных двигателей регулируемого ГТ
достигается двойной эффект:

- за счет отключения газогенератора путем гашения заряда при достижении
пусковых оборотов транспортного двигателя происходит экономия топлива;
- за счет регулирования расхода посредством теплового ножа возможна оп-
тимизация процесса запуска, например по угловому ускорению вала транспорт-
ного двигателя.

Одна из схем системы экстренного запуска транспортных двигателей на ос-
нове регулируемого твердотопливного газогенератора показана на рис. 10.28.

В газогенераторе используется топливо принудительного горения, обеспе-
чивающее газообразование только в случае его контакта с нагретым тепловым
ножом (ТН). За счет увеличения усилия прижатия ТН к поверхности горения за-
ряда обеспечивается прогрессивное газообразование. Между потребителем и
устройством поджатия ТН к поверхности заряда устанавливается обратная связь:
при достижении требуемых параметров (например, угловой скорости вращения
вала газотурбинного двигателя или дизеля) нож отводится от поверхности ТТ и
заряд гасится. Таким образом, за счет прогрессивности газообразования и свое-
временного отключения газогенератора обеспечивается высокий КПД использо-
вания заряда.



**Рис. 10.28. Система запуска
транспортных двигателей на основе
регулируемого твердотопливного
газогенератора с тепловым ножом**

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бабкин А.И., Белов Н.Б., Рутовский Н.Б., Соловьев Е.В. Основные теории автоматического управления. М.: Машиностроение, 1986. 456 с.
2. Бахман Н.Н. Замечания о влиянии конденсированного остатка на зависимость скорости горения от давления // Проблемы механики теоретической физики. 1963. № 6. С. 120 – 121.
3. Бауманн Х.Д. Основные направления развития регулирующих клапанов и исполнительных механизмов / Пер. № 149 (2389). М., 1977. 21 с.
4. Бобылев В. М. Ракетный двигатель твердого топлива как средство управления движением ракет. М.: Машиностроение, 1992. 161 с.
5. Бугаенко В.Ф. Пневмоавтоматика ракетно-космических систем / Под ред. В.С. Будника. М.: Машиностроение, 1979. 168 с.
6. Булгаков В.К., Кодолов В.И., Липанов А.М. Моделирование горения полимерных материалов. М.: Химия, 1990. 240 с.
7. Вильямс Ф. А. Теория горения. М.: Наука, 1971. 615 с.
8. Волков Е.Б., Дворкин В.З., Прокудин А.И., Шипкин Ю.Н. Технические основы эффективности ракетных систем. М.: Машиностроение, 1990. 256 с.
9. Волков Е.Б., Филимонов А.А., Бобылев В.М., Кобяков В.А. Межконтинентальные баллистические ракеты СССР (РФ) и США. История создания, развития и сокращения. М., 1996. 370 с.
10. Волков Е.Б., Сырицин Т.А., Мазинг Г.Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок: Кн. 1, 2. М.: Машиностроение, 1978. 542 с.
11. Гамынин Н.С. и др. Гидравлические приводы летательных аппаратов: Учеб. для авиац. вузов. М.: Машиностроение, 1973. 348 с.
12. Гейтс, Пинго. Регулирование тяги ракетных двигателей твердого топлива механическими средствами // Вопросы ракетной техники. 1960. № 6. С. 53 – 70.
13. ГОСТ В 21455–82. Двигатели ракетные твердого топлива. Термины и определения.
14. Гуревич Д.Ф. Расчет и конструирование трубопроводной арматуры. М.: Машиностроение, 1964. 464 с.
15. Дарвелл Г.М. Двухрежимные двигатели на твердом топливе // Ракетная техника. 1961. № 5. С. 63 – 75.
16. Дей Е.Е., Бейли Л.Г. Разработка РДТТ с системой регулирования импульса тяги // Вопросы ракетной техники. 1972. № 2. С. 36 – 48.
17. Дерю Е. Комбинированные двигатели на твердом топливе // Вопросы ракетной техники. 1962. № 11. С. 14 – 18.
18. Джолли У.Х., Хупер Дж., Хилтон П.Р., Брендфилд У.А. Исследование неравномерности выгорания заряда ТРТ в двигателях торцевого горения // Аэрокосмическая техника. 1987. № 4. С. 104 – 111.
19. Дуброу В., Гут Е.Д., Вонг М.В. Внутренняя баллистика РДТТ при изменении тяги // Вопросы ракетной техники. 1961. № 3. С. 66 – 70.
20. Ерохин Б.Т. Теория внутрикамерных процессов и проектирование РДТТ. М.: Машиностроение, 1991. 560 с.
21. Ерохин Б.Т., Липанов А.М. Нестационарные и квазистационарные режимы работы РДТТ. М.: Машиностроение, 1980. 200 с.
22. Зезин В.Г., Петренко В.И., Попов В.Л., Русак А.М., Савченков В.И., Симонов Е.А., Феофилактов В.И. Регулируемые твердотопливные двигательные установки. Методы расчета рабочих процессов, экспериментальные исследования / Под общ. ред. В.И. Петренко. Миасс: Изд-во ГРЦ «КБ им. акад. В.П. Макеева», 1996. 295 с.
23. Зыков Г.А., Лянгузов С.В., Огнев С.В. Отработка авторегулируемого узла гашения для твердотопливного двигателя многократного включения // Проблемы проектирования неоднородных конструкций: Труды XVIII рос. школы, посвященной 75-летию со дня рождения акад. В.П. Макеева. Миасс, 1999.

24. Исследование образования конусности у торцевой поверхности горения зарядов РДТТ / Jolley W.H., Hooper J.T., Hilton P.R., Bredfield W.A. // AIAA Paper. 1985. № 1175. 7 p.
25. Карпенко А.В., Уткин А.Ф., Попов А.Д. Отечественные стратегические ракетные комплексы: СПб.: Невский бастион-Гангут, 1999. 288 с.
26. Кимяев А.А., Петренко В.И., Попов В.Л., Ярушин С.Г. Регулируемые энергетические установки на твердом топливе: Учеб. пособие / Перм. гос. техн. ун-т. Пермь, 1999. 168 с.
27. Кокорин В.В., Рутовский Н.Б., Соловьев Е.В. Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления. М.: Машиностроение, 1983. 184 с.
28. Конструкции РДТТ / Под ред. Л.Н. Лаврова. М.: Машиностроение, 1993. 215 с.
29. Крисовский А.А. Статистическая теория переходных процессов в системах управления. М.: Наука, 1968. 420 с.
30. Къези Ф. Характеристики гибридного двигателя при использовании в качестве твердого окислителя перхлората аммония / Пер. № 86157/О. («D'accoluzione della propulsione spaziale negli anni», Roma, 1970. P. 289 – 296.) / ВИНТИ ГК СМ СССР. М., 1971. 11 с.
31. Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учеб. для студентов вузов. М.: Машиностроение, 1995. 400 с.
32. Липанов А.М., Бобрышев В.П., Алиев А.В., Спиридонов Ф.Ф., Лисица В.Д. Численный эксперимент в теории РДТТ / Под ред. А.М. Липанова. Екатеринбург: УИФ «Наука», 1994. 301 с.
33. Макдональд А.Д. РДТТ с многократным запуском и регулированием величины тяги // Вопросы ракетной техники. 1973. № 2. С. 32 – 50.
34. Марголин А.Д. Взаимодействие стадий горения и аномальная зависимость скорости горения от давления // Журн. физ. химии. 1964. Т. 38. С. 1599 – 1601.
35. Николаев Ю.М., Соломонов Ю.С. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. М.: Воениздат, 1979. 240 с.
36. Нир Э.К. Экспериментальное исследование нижнего предела давления для поддержания устойчивой дефлаграции перхлората аммония / Пер. № 2010. М.: ГОНТИ, 1980. № 8. 35 с.
37. Нир Э.К. Влияние исходной температуры на скорость горения и на предельное давление при дефлаграции хлорноокислого аммония / Пер. ПКТБхиммаш. Пермь, 1983. 19 с.
38. Новожилов Б.В. Нестационарное горение твердых ракетных топлив. М.: Наука, 1973. 176 с.
39. Огава С. и др. Тенденции развития устройств управления твердотопливными ракетами / Пер. № А-37609. М.: ВЦПНТЛид, 1978. 34 с.
40. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1979. 391 с.
41. Пат. 2075261 РФ. МПК F02K 44/08. Генератор плазмы / Лянгузов С.В.
42. Пат. 2100635 РФ. МПК F02K 9/26. Ракетный двигатель твердого топлива / Лянгузов С.В.
43. Пат. 2129220 РФ. МПК F02K 9/00. Ракетный двигатель / Соколовский М.И., Гапаненко В.И., Лянгузов С.В., Тодощенко А.И.
44. Пат. 2118686 РФ. МПК F02K 9/97. Ракетный двигатель твердого топлива / Лянгузов С.В.
45. Пат. 2134814 РФ. МПК F02K 9/08. Ракетный двигатель твердого топлива / Соколовский М.И., Гапаненко В.И., Лянгузов С.В., Огнев С.В., Тодощенко А.И.
46. Пат. 2140002 РФ. МПК F02K 9/26. Ракетный двигатель твердого топлива / Соколовский М.И., Лянгузов С.В., Огнев С.В., Тодощенко А.И., Шляпин Я.К.
47. Пат. 2153093 РФ. МПК F02K 9/94. Ракетный двигатель твердого топлива / Соколовский М.И., Иоффе Е.И., Лянгузов С.В., Налобин М.А., Огнев С.В., Тодощенко А.И., Шляпин Я.К.
48. Пат. 2109158 РФ. МПК F02K 9/00. Управляемый ракетный двигатель / Тодощенко А.И., Лянгузов С.В.
49. Пат. 2084678 РФ. МПК F02K 9/97. Элемент тракта высокотемпературного потока / Лянгузов С.В., Тодощенко А.И.

50. Пат. 3452544 США. МПК 60-254 (F02 k 9/08). Ракетный двигатель на бистабильном твердом топливе / Глик Р.Л., Аскинс Р.Е.
51. Первов М.А. Ракетное оружие РВСН. М.: ВИАЛАНТА, 1999. 288 с.
52. Петренко В.И., Попов В.Л., Русак А.М., Феофилактов В.И. РДТТ с регулируемым модулем тяги. Миасс: Изд-во ГРЦ «КБ им. акад. В.П. Макеева», 1994. 246 с.
53. Пирс К.В. Некоторые методы регулирования тяги ракетных двигателей на твердом топливе // Aeronaut Soc. 1961. Vol. 65. № 610. P. 677 – 690.
54. Попов Д.Н. Динамика и регулирование гидро- и пневмосистем. М.: Машиностроение, 1987. 464 с.
55. Раздолин М.В., Сурнов Д.Н. Агрегаты воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1973. 352 с.
56. Пат. 2170838 РФ. МПК F02K 9/26. Ракетный двигатель твердого топлива / Соколовский М.И., Лянгузов С.В., Огнев С.В.
57. Ройстон Д.Л. Высокотемпературные пневматические регуляторы // Вопросы ракетной техники. 1967. № 3. С. 79 – 92.
58. Российский МГД-генератор для оружия США // Еженедельник авиации и космической технологии (издание на русском языке), лето 1995 года.
59. Сейлз Д.С., Левинский К.Т. РДТТ с управляемым по модулю и направлению вектором тяги // Вопросы ракетной техники. 1972. № 10. С. 27 – 38.
60. Система регулирования в РДТТ / Caveny Leonard H. Pressure level control for a solid propellant rocket motor // РЖ «Авиационные и ракетные двигатели». 1972. 9.34.131П.
61. Смаль Ф.В., Чулков А.З. Ракетные двигатели на перспективных топливах. М.: ВИНТИ, 1975. 178 с.
62. Соркин Р.Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных системах на твердом топливе. М.: Наука, 1983. 288 с.
63. Физические методы регулирования скорости горения твердых ракетных топлив: Обзор // Вопросы ракетной техники. 1974. № 10. С. 51 – 63.
64. Чулков А.З., Скворцов И.Д., Шур М.С. Процессы горения топлив в РДТТ // Авиационные и ракетные двигатели. М.: ВИНТИ АН СССР, 1974. Т. 1. 218 с.
65. Чулков А.З. Нестационарные процессы горения в ракетных двигателях // Авиационные и ракетные двигатели. М.: ВИНТИ АН СССР, 1977. Т. 2. С. 51 – 128.
66. Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива: Справочник. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.
67. Шур М.С. Нестационарное горение ТРТ на переходных режимах и разработка регулируемых РДТТ // Итоги науки и техники. Нестационарные процессы горения в ракетных двигателях. Сер. Авиационные и ракетные двигатели. М.: ВИНТИ АН СССР, 1977. Т. 2. С. 129 – 174.
68. Ярушин С.Г., Попов В.Л., Петренко В.И. Двигательные установки раздельного снаряжения // Вестник ПГТУ. Аэрокосмическая техника и высокие технологии. 1999. № 3. С. 147 – 152.
69. Ярушин С.Г. Исследование принципиальных схем, свойств и характеристик регулируемых энергоустановок на твердых топливах со специфическими свойствами: Препринт / УО РАН; Перм. гос. техн. ун-т. Пермь, 1997. 80 с.
70. Ярушин С.Г., Петренко В.И. Исследование схем и характеристик регуляторов расхода для твердотопливных регулируемых двигательных установок // Тез. докл. XVI научн.-техн. конф., 3–4 ноября 1998 г. Пермь: Изд-во ПВИ РВ им. В.И. Чуйкова, 1999. С. 3–4.
71. Ярушин С.Г., Петренко В.И. Некоторые особенности внутрикамерных процессов в экспериментальных регулируемых двигательных установках с зарядами из топлив с отрицательным γ // Докл. III Международ. конф. «Внутрикамерные процессы и горение в установках на твердом топливе и в ствольных системах» (ICOS-99). Ижевск: ИПМ УрО РАН, 2000. С. 247 – 255.
72. Ярушин С.Г., Петренко В.И., Попов В.Л. Результаты экспериментальных исследований некоторых свойств топлив с обратной зависимостью скорости горения от давления // Тез. докл. научн.-техн. конф. «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 99». Пермь, 1999. С. 124.

73. 50 лет КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе// Невский бастион: военно-технический сборник. СПб., 1999. Вып. 6. 160 с.
74. Blatter A., Kenanen T.W. A vortex valve for flow modulation of 5500 °F gas. // *Spacecraft and Rockets*. 1970. Vol. 7. № 2. P. 169 – 174.
75. Cohen N.S., Flanigan D.A. Mechanisms and models of solid propellant burn rate temperature sensitivity: a review // *AJAA Journal*. 1985. Vol. 25. № 10. P. 1538 – 1547.
76. Cohen N.S., Price C.F. Combustion of nitramine propellants // *Spacecraft and rockets*. 1975. № 12. P. 608 – 612.
77. Cohen N.S., Strand L.D., Price C.F. Analytical model of the combustion of multi-component solid propellants // *AIAA Paper*. 1977. № 927.
78. Cohen N.S., Strand L.D. Analytical model of high pressure burning rates in a transient environment // *AIAA Paper*. 1978. № 982. P. 1 – 8.
79. Cohen J., Landers L.C., Lou R.L. Zero time delay controllable solid propellant gas generator // *AJAA Paper*. 1976. № 691. 6 p.
80. Cohen J., Landers L.C., Lou R.L. Minimum response delay controllable solid propellant gas generator // *Spacecraft*. 1977. Vol. 14. № 5. P. 310 – 314.
81. Day E. Demonstration of all solid impulse control concepts using state of the art solid propellant // *AJAA Paper*. 1971. № 751. 9 p.
82. Gale H.W. Analysis of controllable solid propellant rockets by digital computer simulation // *AIAA Paper*. 1968. № 534. 8 p.
83. Jolley W.H., Hooper J.F., Hilton P.R., Bradfield W.A. Studies on coning in end-burning rocket motors // *AIAA Paper*. 1985. № 1179. 7 p.
84. Kubota N. Survey of rocket Propellants and their combustion characteristics / *Fundaments of solid propellant combustion*. New York, 1984. 52 p.
85. Kubota N., Kimura J. Oscillatory burning of high pressure exponent double base propellants // *AJAA Paper*. 1976. № 668.
86. Messner A.M. Transit coning ind-burning solid propellant grains // *AIAA Paper*. 1980. № 1138.
87. Morrow D., McAllister P.V., Evans R.M. High performance graphite thruster valve system using a 4500 °F solid propellant gas generator // *AJAA Paper*. 1973. № 1234. 7 p.
88. Natan C., Gany A., Wolff H. Thrust modulation of solid propellant rockets by a fluidic vortex valve with secondary combustion // *Acta astronautica*. 1982. Vol. 9. № 12. P. 703 – 711.
89. Nelson C., Roberts R., Fish V. The vortex valve controlled rocket motors // *AJAA Paper*. 1968. № 538. 9 p.
90. Sayles D.C. The evaluation of thrust vector control systems for advanced, controllable, solid propellant interceptor motors // *Society of automotive engineers*. № 730942. Los Angeles, California, 1973. 14 p.
91. Sayles D.C. The development of test motors for advanced controllable propellants // *AIAA Paper*. 1973. № 1206. 10 p.
92. Sayles D.C. Solid propelled motor technology progress reported // *Army research and development news magazine*. 1975. Vol. 16. № 2. P. 14 – 15.
93. Steinz J.A., Selzer H. Depressurization extinguishment of composite solid propellants: flame structure, surface characteristics, and restart capability // *Combustion science and technology*. 1971. Vol. 3. P. 25 – 36.
94. Thomas R.A., Kirschner T.J., Brundige W.N., Carson D.C. Dual level solid post boost gas generator for ballistic application // *AIAA Paper*. 1973. № 1198. 8 p.
95. Wengan Xu, Li Baoxuan, Wang Kexin. Mechanism of steady-state burning of composite solid propellants inducing those with negative pressure exponents // *Acta astronau*. 1987. Vol. 15. № 2. P. 83 – 96.
96. Wengan Xu., Hamke R.E., Osborn J.R. Motor temperature sensitivity for negative exponent composite propellants // *Aeronautics and astronautics*. 1988. № 34. P. 1 – 4.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	5
ВВЕДЕНИЕ	7
Основные условные обозначения	11
Глава 1. КЛАССИФИКАЦИЯ, ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ПРИНЦИПЫ ДЕЙСТВИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК НА ТВЕРДОМ РАКЕТНОМ ТОПЛИВЕ	13
1.1. Классификация и основные характеристики управляемых ЭУТТ	13
1.2. Принципиальные способы управления модулем тяги	24
Глава 2. ЭНЕРГОУСТАНОВКИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ С НЕПРЕРЫВНО-УПРАВЛЯЕМЫМИ ПАРАМЕТРАМИ	35
2.1. Управление ЭУТТ площадью критического сечения сопла	35
2.1.1. Принципиальные схемы изменения площади критического сечения сопла	35
2.1.2. Переходные процессы в ЭУТТ с регулируемым критическим сечением	41
2.1.3. ДУ с использованием зарядов из топлив с $v < 0$ и бистабильных топлив	56
2.1.4. Экспериментальные исследования рабочих и переходных процессов	91
2.1.5. Нетрадиционные схемы изменения площади критического сечения сопла	104
2.2. Управление ЭУТТ с помощью теплового ножа	109
2.2.1. Внутрикамерные процессы в ЭУТТ с тепловым ножом	117
2.2.2. Уравнения для расчета внутрибаллистических характеристик	119
2.2.3. Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными	121
2.2.4. Переходные процессы в ЭУТТ с гидравлическим приводом теплового ножа	122
2.2.5. Узел форсирования горения	132
2.3. Комбинированные способы управления выходными параметрами ЭУТТ ...	150
2.4. Нетрадиционные схемы управления	159
Глава 3. ЭУТТ С ДИСКРЕТНО ИЗМЕНЯЕМЫМИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ	163
3.1. ЭУ с механическими узлами прекращения действия тяги или ее реверса	165
3.2. РЭУ со сбрасываемыми узлами дросселирования тяги	168
3.3. ЭУ с узлом гидрогашения	174
3.4. Энергетические установки многократного включения в полете	200
3.5. Проблемы, связанные с многоразовостью использования зарядов, элементов теплозащиты, конструкционных элементов	217
Глава 4. УПРАВЛЕНИЕ ОСЕВОЙ ПРОЕКЦИЕЙ ТЯГИ	225
4.1. Управление осевой проекцией тяги посредством верньерных двигателей	228
4.2. Управление осевой проекцией тяги посредством ВУС	229
4.2.1. Исполнительные устройства системы управления тягой РДТТ с вращающимися управляющими соплами	231
4.2.2. Управляющие усилия, шарнирный момент и масса вращающегося управляющего сопла	240

Глава 5. ЭНЕРГОУСТАНОВКИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ С КОМБИНИРОВАННЫМ УПРАВЛЕНИЕМ	248
5.1. Потенциальные возможности схем	248
5.2. Управляемые ЭУТТ отдельного снаряжения	255
Глава 6. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ С ПОДАЧЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В КАМЕРУ СГОРАНИЯ	263
6.1. Анализ конструктивных схем	263
6.2. Перезаряжаемые ЭУ. Плазмогенератор с повторно-кратковременным режимом работы	268
Глава 7. ЭНЕРГОУСТАНОВКИ С ПРЕДСТАРТОВЫМ РЕГУЛИРОВАНИЕМ	274
7.1. Предстартовая настройка	277
7.2. Программированное регулирование	283
7.3. Многорежимные ЭУТТ	288
7.4. Регулирование расхода рабочего тела газогенератора	295
7.5. Регулирование температуры ЭУ старта	307
7.6. Результаты исследования и опытной отработки стендового парогазогенератора	312
7.7. Применение регулируемого по расходу и температуре ЭУТТ для катапультирования макета летательного аппарата	318
Глава 8. КОНСТРУКЦИЯ УЗЛОВ И МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В УПРАВЛЯЕМЫХ ЭНЕРГОУСТАНОВКАХ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ	322
8.1. Твердые топлива и заряды	322
8.1.1. Требования, предъявляемые к твердым топливам	322
8.1.2. Характеристики твердых топлив	325
8.1.3. Заряды твердого топлива	326
8.2. Газогенераторы	330
8.2.1. Корпуса газогенераторов	330
8.2.2. Теплозащитные покрытия	333
8.2.3. Воспламенительные устройства	334
8.3. Система газораспределения	336
8.3.1. Газоводы	337
8.3.2. Регуляторы расхода	342
8.3.3. Стабилизатор давления	394
8.3.4. Сопловые управляющие блоки	396
8.4. Клапаны	403
8.4.1. Клапаны механические	405
8.4.2. Клапаны электромагнитные	409
Глава 9. ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК ТВЕРДОГО ТОПЛИВА	415
Глава 10. ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ УЭУТТ	424
10.1. Двигательные установки верхней ступени баллистической ракеты	424
10.2. Двигательные установки аэродинамических ракет	433
10.3. Энергетические установки глубоководных аппаратов	442
10.4. Регулируемые двигательные установки с большим временем работы	445
10.5. Регулируемые РДТТ активно-реактивных снарядов	454
10.6. Системы экстренного запуска транспортных двигателей	456
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	461

Научное издание

Михаил Иванович Соколовский,

Владимир Илларионович Петренко,

Геннадий Александрович Зыков,

Сергей Викторович Лянгузов,

Анатолий Иванович Тодощенко,

Виктор Леонидович Попов,

Борис Федосеевич Потапов,

Владимир Васильевич Севастьянов,

Станислав Геннадьевич Ярушин

УПРАВЛЯЕМЫЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ НА ТВЕРДОМ РАКЕТНОМ ТОПЛИВЕ

Лицензия ИД № 05672 от 22.08.01 г.

Редактор Н.М. Куш-Жарко

Корректор Л.С. Рожкова

Переплет художника Т.Н. Погореловой

Компьютерное макетирование Т.А. Сынковой, М.А. Филатовой

Сдано в набор 20.03.2003. Подписано в печать

Бумага офсетная. Формат 60 × 88 ¹/₁₆. Гарнитура Times New Roman.

Печать офсетная. Усл. печ. л. 28,91. Уч.-изд. л. 29.

Тираж 1000 экз. Заказ № 8610

Ордена Трудового Красного Знамени

ФГУП "Издательство "Машиностроение",

107076, Москва, Стромынский пер., 4.

Оригинал-макет изготовлен в Издательско-полиграфическом центре

Тамбовского государственного технического университета,

392000, г. Тамбов, ул. Советская, 106, офис. 14.

Отпечатано в ГУП ППП «Типография «Наука» РАН,

121099, Москва, Шубинский пер., 6